

Untersuchung der Einflüsse von geometrisch variablen Komponenten in Fluggasturbinen und ihr Potenzial zur gezielten Verbesserung des Kreisprozesses

Dissertation

zur

Erlangung des Grades

Doktor-Ingenieur

der

Fakultät für Maschinenbau
der Ruhr-Universität Bochum

von

Mobin Nauroz

aus Kandahar

Bochum 2016

Dissertation eingereicht am: 24.02.2016

Tag der mündlichen Prüfung: 28.09.2016

Erster Referent: Prof. Dr.-Ing. Reinhard Mönig

Zweiter Referent: Prof. Dr.-Ing. habil. Ronald Mailach

Kurzfassung

Die Anforderungen an zukünftige Fluggasturbinen nehmen stetig zu, insbesondere hinsichtlich Treibstoffverbrauch, Leistungsdichte, Betriebssicherheit und Umweltverträglichkeit. Da Flugtriebwerke in einem breiten Betriebsbereich von unterschiedlichen Flughöhen, Flugmachzahlen und Leistungseinstellungen betrieben werden, ist ein weiteres wichtiges Entwicklungskriterium die Forderung nach einem zuverlässigen und effizienten Betrieb der Maschine über einen sehr weiten Arbeitsbereich. Hierfür spielt das Verhalten des Triebwerks außerhalb des Auslegungszustands, im sogenannten Off-Design eine wichtige Rolle.

Bei einem Antriebskonzept mit einem variablen Kreisprozess (engl. Variable Cycle Engine, VCE) werden mehrere aktiv verstellbare Komponenten dazu benutzt, um gezielt den thermodynamischen Kreisprozess im Off-Design zu beeinflussen und hierdurch die Triebwerksleistung zu steigern bzw. den Treibstoffverbrauch zu reduzieren.

In der vorliegenden Arbeit wird das Potenzial von mehreren geometrisch variablen Triebwerkskomponenten zur gezielten Beeinflussung des Kreisprozesses ermittelt. Hierzu werden die Variabilitäten thermodynamisch für die Leistungssynthese modelliert und die Einflüsse auf den Kreisprozess analysiert. Die Methodik wird angewandt, um erstmalig systematisch das Potenzial von „Variable Cycle Engine“-Konzepten für Unterschallanwendung zu ermitteln. Als generische Anwendungsfälle werden eine agile und hoch gepfeilte UAV-Flugzeugkonfiguration sowie ein schnelles Geschäftsreiseflugzeug betrachtet. Schließlich wird das Potenzial der Konzepte zur Senkung des Treibstoffverbrauchs auf einer Flugmission und der Einfluss auf die Reichweite durch Flugleistungsrechnungen ermittelt. Es zeigt sich, dass die untersuchten Variabilitäten bei beiden Anwendungen einen markanten Einfluss auf den thermodynamischen Kreisprozess haben. Mit einer spezifischen Einstellung der Variabilitäten im Verbund lassen sich gezielt einzelne Zielgrößen maximal positiv beeinflussen.

Vorwort

Die vorliegende Arbeit ist während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter in der Abteilung Triebwerk am Institut für Antriebstechnik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) e.V. in Köln entstanden.

Mein besonderer Dank gilt Herrn Prof. Dr.-Ing. Mönig für die engagierte Übernahme der Doktorvaterschaft und der hilfreichen Unterstützung bei der Anfertigung dieser Arbeit. Weiter danke ich herzlich Herrn Prof. Dr.-Ing. habil. Mailach für die Übernahme des zweiten Referats.

Die Kollegen der Abteilung, insbesondere den Herren Dr.-Ing. A. Döpelheuer, M. Sc. R.-G. Becker, Dipl.-Ing. M. Plohr, Dipl.-Ing. T. Otten, Dipl.-Ing. F. Wolters und Dipl.-Ing. S. Reitenbach, bin ich für wertvolle Denkanstöße und die zahlreichen fachlichen Diskussionen zu Dank verpflichtet.

Weiterhin möchte ich mich bei allen Kolleginnen und Kollegen für die geleistete Unterstützung und für die sehr schöne Zeit am Institut bedanken!

Nicht zuletzt möchte ich mich von Herzen bei meinen Eltern für die moralische Unterstützung bei der Anfertigung dieser Arbeit bedanken.

Inhaltsverzeichnis

KURZFASSUNG	3
VORWORT	4
INHALTSVERZEICHNIS	5
ABBILDUNGSVERZEICHNIS	7
TABELLENVERZEICHNIS	11
1 EINLEITUNG	12
1.1 Einführung in die Thematik und Motivation	12
1.2 Zielsetzung und Schwerpunkte der Arbeit	13
1.3 Fluggasturbinen	16
1.3.1 Allgemeines	16
1.3.2 Historie zum „Variable Cycle Engine“-Konzept	18
1.3.3 Komponententechnologien	19
2 GASTURBINENSIMULATION DURCH LEISTUNGSSYNTHESE	25
2.1 Leistungssyntheseprogramme	25
2.2 Einführung in die Triebwerkssimulation	26
2.3 Thermodynamische Modellierung	30
2.3.1 Geometrieänderung im Verdichter	30
2.3.2 Geometrieänderung in der Turbine	33
2.3.3 Flächenvariable Abgasmischer	36
2.3.4 Flächenvariable Schubdüse	38
2.3.5 Teillastverhalten der Brennkammer	40
2.3.6 Kühlluftmengenmodell	41
3 POTENZIALABSCHÄTZUNG VON VCE-KONZEPTEN	44
3.1 Triebwerkskonzept für eine agile und hoch gepfeilte UAV-Flugzeugkonfiguration	44
3.1.1 Anforderungen an das Triebwerk	44

3.1.2	Definition der Randbedingungen und Annahmen zum Technologielevel	47
3.1.3	Designpunktspezifikation und -optimierung	50
3.1.4	Auswirkungen der Einzelvariabilitäten auf den Kreisprozess	54
3.1.5	Einfluss der Variabilitäten auf verschiedene Zielgrößen bei der kombinierten Anwendung	72
3.1.6	Berücksichtigung der Variabilitäten bei der Kreisprozessauslegung	82
3.1.7	Potenzial der Variabilitäten zur Senkung des Brennstoffverbrauchs auf einer Flugmission	83
3.2	Antriebskonzept für ein Geschäftsreiseflugzeug	96
3.2.1	Referenzkonfiguration	96
3.2.2	Potenzialstudie	98
4	ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK	105
5	NOMENKLATUR	108
5.1	Abkürzungen	108
5.2	Formelzeichen	109
5.3	Indizes	110
6	LITERATURVERZEICHNIS	113
7	ANHANG	119
A	Einfluss der Einzelvariabilitäten auf die Zielgrößen in den kritischen Missionspunkten	119
A.1	Kühlluftmengenreglung	119
A.2	Variabler Verdichter	121
A.3	Variable Niederdruckturbine	122
A.4	Variable Hochdruckturbine	124
A.5	Variabler Abgasmischer	126
A.6	Variable Düse	127

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Schematische Darstellung eines im Rumpf hoch integrierten Triebwerkskonzepts für ein UCAV mit Aufzählung der berücksichtigten Schlüsseltechnologien	14
Abbildung 2: Aufbau einer einfachen Fluggasturbine (Turbojet-Triebwerk) [2]	16
Abbildung 3: Prinzipskizze eines Turbofan-Triebwerks [3]	17
Abbildung 4: Zeitstrahl der VCE Konzepte und Technologieprogramme	19
Abbildung 5: Entwicklung der Schaufelmaterialtemperatur und der Brenntemperatur bei stationären Gasturbinen [7]	21
Abbildung 6: Strömungsbeeinflussung durch Sekundärlufteinblasung im engsten Querschnitt (links) und Strömungseinschnürung durch Luftkissenkeile (rechts) [14]	22
Abbildung 7: Verdichterkennfeld mit β -Koordinaten zur eindeutigen Bestimmung der Kennfeldgrößen	28
Abbildung 8: Synthesemodell eines Mixed-Turbofan-Triebwerks (MTF)	29
Abbildung 9: Charakteristik der Verdichter-Leitschaufelverstellung	33
Abbildung 10: Einfluss einer Leitschaufelumstaffelung auf den reduzierten Massenstrom (links) und den Wirkungsgrad (rechts), gewonnen aus Rig-Tests [11]	34
Abbildung 11: Vergleich der Wirkungsgrade zwischen den Rig-Test Daten [11] und der Modellierung... ..	35
Abbildung 12: Nomenklatur der Triebwerkebenen im Abgassystem	36
Abbildung 13: Effektive Düsenaustrittsfläche infolge der Strömungseinschnürung durch die Wandgrenzschicht (links) und Durchsatzkoeffizient in Abhängigkeit eines repräsentativen Düsenwinkels α_D und des Düsendruckverhältnisses π_D (rechts)	39
Abbildung 14: Anforderungen an das Antriebssystem für ein UCAV	46
Abbildung 15: Generische Auslegungsmission für die UAV-Konfiguration.....	48
Abbildung 16: ModelCenter-Optimierungskette zur Festlegung der Designparameter	51
Abbildung 17: Konturplot – Limitierung des Nebenstromverhältnisses BPR und des Massenstroms m_2 durch die maximal zulässige Schaufeltemperatur T_{Schaufel} in der Turbine und den maximalen Fandurchmesser D_{Fan}	52
Abbildung 18: Konturplot – Limitierung des Fandruckverhältnisses π_{FAN} und des Nebenstromverhältnisses BPR durch die maximal zulässige Verdichteraustrittstemperatur T_3 und die maximal zulässige Schaufeltemperatur T_{Schaufel} in der Turbine	53
Abbildung 19: Konturplot – Limitierung des Fandruckverhältnisses π_{FAN} und des HD – Verdichterdruckverhältnisses π_{HDV} durch die maximal zulässige Verdichteraustrittstemperatur T_3 und die maximal zulässige Schaufeltemperatur T_{Schaufel} in der Turbine.....	53
Abbildung 20: Lage der kritischen Betriebspunkte im Fankennfeld	54
Abbildung 21: Lage der kritischen Betriebspunkte im HDV-Kennfeld	54
Abbildung 22: Änderung der Betriebspunktlage im Fan-Kennfeld bei einer Düsenflächenvariation.....	57
Abbildung 23: Änderung der Betriebspunktlage im HDV-Kennfeld bei einer Düsenflächenvariation	57
Abbildung 24: Einfluss einer Düsenflächenänderung auf charakteristische thermodynamische Parameter im Betriebspunkt DASH	58
Abbildung 25: Einfluss einer Düsenflächenänderung auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt DASH	58
Abbildung 26: Einfluss einer Düsenflächenänderung auf charakteristische thermodynamische Parameter im Betriebspunkt CAP	58

Abbildung 27: Einfluss einer Düsenflächenänderung auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt CAP	58
Abbildung 28: Einfluss einer Düsenflächenänderung auf die kritischen Kreisprozesstemperaturen und das Nebenstromverhältnis im Betriebspunkt DASH	59
Abbildung 29: Einfluss einer Düsenflächenänderung auf die kritischen Kreisprozesstemperaturen und das Nebenstromverhältnis im Betriebspunkt ING	59
Abbildung 30: Lage des Betriebspunkts LAL im HDV-Kennfeld bei einer festen Kompressor-geometrie (rot) und bei einer Leitschaufelverstellung von $\Delta\alpha_{VG\dot{V}} = 20^\circ$ (blau)	60
Abbildung 31: Einfluss einer Leitschaufelverstellung auf charakteristische thermodynamische Parameter im Betriebspunkt CAP	61
Abbildung 32: Einfluss einer Leitschaufelverstellung im HDV auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt CAP	61
Abbildung 33: Nomenklatur der Ebenen eines Turbojet-Triebwerks	61
Abbildung 34: Verbindung der Durchsatzcharakteristik in der Turbine und der Schubdüse	62
Abbildung 35: Turbinenschlucklinien im Verdichterkennfeld und Verschiebung der Betriebspunktlage bei einer Turbinenkapazitätserhöhung [57]	64
Abbildung 36: Betriebscharakteristik der Hochdruckturbine	65
Abbildung 37: Betriebscharakteristik der Niederdruckturbine	65
Abbildung 38: Änderung der Betriebspunktlage im Fan-Kennfeld bei einer Geometrieänderung in der ND-Turbine im Betriebspunkt CR	66
Abbildung 39: Änderung der Betriebspunktlage im HDV-Kennfeld bei einer Geometrieänderung in der ND-Turbine im Betriebspunkt CR	66
Abbildung 40: Einfluss einer Leitschaufelumstaffelung auf Drehzahlen und Leistungen in der ND-Turbine im Betriebspunkt CR	66
Abbildung 41: Massenstrom- und Bypassverhältnisänderung bei einer Geometrieänderung in der ND-Turbine im Betriebspunkt CR	66
Abbildung 42: Wirkungsgradänderung in den Turbokomponenten bei einer Geometrieänderung in der ND-Turbine im Betriebspunkt CR	67
Abbildung 43: Einfluss einer Geometrieänderung in der ND-Turbine auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt CR	67
Abbildung 44: Änderung der Betriebspunktlage im Fan-Kennfeld bei einer Geometrieänderung in der HD-Turbine im Betriebspunkt HAL	68
Abbildung 45: Änderung der Betriebspunktlage im HDV-Kennfeld bei einer Geometrieänderung in der HD-Turbine im Betriebspunkt HAL	68
Abbildung 46: Wirkungsgradänderung in den Turbokomponenten bei einer Geometrieänderung in der HD-Turbine im Betriebspunkt HAL	68
Abbildung 47: Einfluss einer Geometrieänderung in der HD-Turbine auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt HAL	68
Abbildung 48: Änderung der Betriebspunktlage im Fan-Kennfeld bei einer Geometrieänderung im Abgasmischer	69
Abbildung 49: Einfluss einer Flächenänderung im Abgasmischer auf charakteristische thermodynamische Parameter im Betriebspunkt CAP	69
Abbildung 50: Einfluss einer Flächenänderung im Abgasmischer auf das Nebenstromverhältnis und zwei charakteristische Temperaturen im Betriebspunkt CAP	70

Abbildung 51: Einfluss einer Flächenänderung im Abgasmischer auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt CAP	70
Abbildung 52: Einfluss einer Kühlluftmengenreduktion auf die Schaufeltemperatur im Betriebspunkt Cruise	71
Abbildung 53: Einfluss einer Kühlluftmengenreduktion auf die Schaufeltemperatur im Betriebspunkt Ingress.....	71
Abbildung 54: Betriebspunktverschiebung im HDV-Kennfeld bei einer Kühlluftmengenreduktion	72
Abbildung 55: Einfluss einer Kühlluftmengenreduktion auf charakteristische Kreisprozessparameter ...	72
Abbildung 56: Einfluss einer Kühlluftmengenreduktion auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt CR	72
Abbildung 57: Einfluss einer Kühlluftmengenreduktion auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt ING	72
Abbildung 58: Maximale SFC Absenkung in den relevanten Betriebspunkten und dazugehörige Einstellungen der Variabilitäten	77
Abbildung 59: Lage der relevanten Betriebspunkte im Fan-Kennfeld für einen minimalen SFC.....	78
Abbildung 60: Relative Änderung der Kreisprozesswirkungsgrade in den SFC-kritischen Betriebspunkten für das UCAV-Triebwerk bei einer optimalen Verstellung der Variabilitäten zur Senkung des Brennstoffverbrauchs	78
Abbildung 61: Maximale Absenkung der kritischen Temperaturen in den relevanten Betriebspunkten und die dazugehörigen Einstellungen der Variabilitäten.....	80
Abbildung 62: Lage der relevanten Betriebspunkte im Fan-Kennfeld bei Absenkung der kritischen Temperaturen durch die Variabilitäten	80
Abbildung 63: Schubsteigerung in den relevanten Betriebspunkten und die dazugehörigen Einstellungen der Variabilitäten	81
Abbildung 64: Relative Absenkung des SFC der VCE-Auslegungen gegenüber der Referenzauslegung ohne Variabilitäten	83
Abbildung 65: Relative Änderung der kritischen Temperaturen der VCE-Auslegungen gegenüber der Referenzauslegung ohne Variabilitäten.....	83
Abbildung 66: Ideale Einstellungen zur Reduzierung des SFCs in Abhängigkeit der Regelparameter EPR und Flugmachzahl bei einer Düsenflächenänderung (links) und Mischerflächenänderung (rechts).....	84
Abbildung 67: Ideale Einstellungen des Leitschaukelwinkels zur Reduzierung des SFCs in Abhängigkeit der Regelparameter EPR und Flugmachzahl im HDV (links) und in der NDT (rechts).....	85
Abbildung 68: Pumpgrenzabstand im HDV (links) und Schaufeloberflächentemperatur in der ersten Statorreihe der Hochdruckturbine (rechts) in Abhängigkeit der Regelparameter EPR und Flugmachzahl	85
Abbildung 69: Drosselfaktor zur Kühlluftmengenregelung (links) und idealer Staffelungswinkel in der HDT (rechts) zur Reduzierung des SFC in Abhängigkeit der Regelparameter EPR und Flugmachzahl	86
Abbildung 70: Absenkung des SFCs für die Betriebslinie bei Marschflugbedingungen (ING) und Reiseflugbedingungen (CR).....	87
Abbildung 71: Grundgeometrie der UCAV SACCON Konfiguration [65]	89
Abbildung 72: Generische Widerstandspolaren des Referenzflugzeugs	90
Abbildung 73: Treibstoffverbräuche der Triebwerksauslegungen für das UCAV bei einem konstanten Missionsprofil	93

Abbildung 74: Ausnutzung der Effizienzsteigerung zur Erhöhung der Cruise-Distanz für den idealen Fall ohne einen Massenaufschlag auf das Triebwerk.....	94
Abbildung 75: Gegenüberstellung der Treibstoffverbräuche in den vier ICAO-Betriebspunkten bei der Nachmodellierung des BR725 Triebwerks.....	98
Abbildung 76: Relative Reduzierung der mittleren Strahlgeschwindigkeit im Abgasstrahl mittels der Variabilitäten zur Senkung des Strahlärms.....	100
Abbildung 77: Generische Widerstandspolaren des Referenzflugzeugmodells	101
Abbildung 78: Potenzial der Brennstoffeinsparung bei einem fest vorgegeben Flugprofil und einer Reiseflugmachzahl von 0,875	103
Abbildung 79: Potenzial zur Erhöhung der Reiseflugdistanz bei konstanter Nutzlast und einer Reiseflugmachzahl von 0,875	103

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Off-Design Iterationsschema	29
Tabelle 2: Skalierungsfaktoren zur Modellierung des variablen Verdichters	32
Tabelle 3: Skalierungsfaktoren zur Modellierung der variablen Turbine	35
Tabelle 4: Annahmen für das Kühlluftmengenmodell	43
Tabelle 5: Kritische Betriebsphasen und Parameter mit besonderer Relevanz bei der Kreisprozessauslegung.....	47
Tabelle 6: Spezifikation der Betriebspunkte für die Kreisprozessauslegung	49
Tabelle 7: Annahmen zum Technologielevel bei der Kreisprozessauslegung.....	50
Tabelle 8: Freie Auslegungsvariablen und Variationsbereich bei der Designpunktoptimierung.....	52
Tabelle 9: Freie Variable mit ihrem Variationsbereich, den Randbedingungen und den Zielgrößen der Optimierungsrechnung.....	74
Tabelle 10: Relative SFC Absenkung [%] bei unterschiedlichen Kombinationen der Variabilitäten für das UCAV-Triebwerk	76
Tabelle 11: Vergleich verschiedener UCAV Demonstratoren und Spezifikation des Referenzfluggeräts ([60], [61], [62])	88
Tabelle 12: Machzahlabhängige Faktoren zur Korrektur der Basispolare des UCAVs.....	90
Tabelle 13: Basisdaten für die Missionsrechnung	91
Tabelle 14: Treibstoffersparnis und die daraus resultierende Erhöhung der Nutzlast bei unterschiedlich hohem Aufschlag auf das Triebwerksgewicht	94
Tabelle 15: Erhöhung der Reichweiten bei unterschiedlich hohem Aufschlag auf das Triebwerksgewicht	95
Tabelle 16: Spezifikation der Betriebspunkte für die Auslegung des BR725 Triebwerks	96
Tabelle 17: Annahmen zum Technologielevel bei der Auslegung des BR725 Triebwerks.....	97
Tabelle 18: Relative SFC Absenkung [%] bei unterschiedlichen Kombinationen der Variabilitäten für das BR725 Triebwerksmodell.....	99
Tabelle 19: Flugleistungsdaten und Geometrieparameter des Referenzflugzeugmodells basierend auf Daten der G650 ([73], [74] und [75])	101
Tabelle 20: Annahmen zum LTO-Zyklus.....	102
Tabelle 21: Potenzial zur Treibstoffeinsparung und zur Erhöhung der Reichweite bei unterschiedlichen Flugmachzahlen.	104

1 Einleitung

1.1 Einführung in die Thematik und Motivation

Auch in Zukunft sind Fluggasturbinen aufgrund der hohen Leistungsdichte¹ als Antriebssysteme in der Luftfahrt unabdingbar. Die Anforderungen an zukünftige Fluggasturbinen nehmen stetig zu, insbesondere hinsichtlich Treibstoffverbrauch, Leistungsdichte, Betriebssicherheit und Umweltverträglichkeit. Die Betrachtung des thermodynamischen Kreisprozesses zeigt, dass diese Forderungen kontinuierlich höhere Gesamtdruckverhältnisse, Turbineneintrittstemperaturen und Nebenstromverhältnisse bedingen. Durch die zulässigen thermischen und mechanischen Beanspruchungen sind dem jedoch Grenzen gesetzt.

Da Flugtriebwerke in einem breiten Betriebsbereich von unterschiedlichen Flughöhen, Flugmachzahlen und Leistungseinstellungen betrieben werden, ist ein weiteres wichtiges Entwicklungskriterium die Forderung nach einem zuverlässigen und effizienten Betrieb der Maschine über einen sehr weiten Arbeitsbereich. Heutige Fluggasturbinen sind in hohem Maße für einen spezifischen Betriebspunkt oder eine Missionsphase optimiert. So werden beispielsweise Antriebskonzepte für zivile Passagierflugzeuge so ausgelegt, dass der größtmögliche Wirkungsgrad im Reiseflug liegt, in dem die Maschine am längsten betrieben wird, während ein Antriebssystem für ein militärisches Strahlflugzeug auf maximale Leistung für Extremsituationen ausgelegt wird. Die Konsequenz dabei ist, dass die Maschine außerhalb des Auslegungspunktes suboptimal arbeitet. Dies wirkt sich besonders auf den Gesamttreibstoffverbrauch bei stark unterschiedlichen Missionsphasen aus oder führt zu Leistungseinbußen. Eine Forderung nach einer hohen Leistungsdichte bei einem möglichst geringen Treibstoffverbrauch führt bei der Auslegung des thermodynamischen Kreisprozesses zu Zielkonflikten. Besonders zum Tragen kommen solche gegensätzlichen Anforderungen bei einem Antriebssystem für unbemannte Drohnen zur taktischen Anwendung. Diese agilen und hoch gepfeilten Flugzeugkonfigurationen, bezeichnet als UCAV (Unmanned Combat Aerial Vehicle), sind eine Unterkategorie von UAVs (Unmanned Aerial Vehicle) mit sehr ausgeprägten Tarneigenschaften. Die zukünftigen Einsatzszenarios für solche UAVs sehen sowohl Missionsphasen mit großer Geschwindigkeit in sehr geringer Höhe vor, die einen

¹ Leistung bezogen auf die Systemmasse

hohen spezifischen Schub vom Triebwerk abverlangen, als auch lange Streckenflüge in großen Höhen, in dem das Triebwerk möglichst treibstoffsparend betrieben werden soll, um die Reichweite des Fluggeräts zu erhöhen. Es gibt eine Vielzahl an internationalen Projekten und Forschungsvorhaben, die sich mit der Thematik und den Problemstellungen einer zukünftigen agilen UCAV-Konfiguration befassen. Jedoch gibt es momentan kein bekanntes Antriebskonzept, das speziell für so ein Fluggerät ausgelegt wurde.

Während in der militärischen Anwendung die Leistungssteigerung des Antriebs im Fokus steht, spielen in der zivilen Luftfahrt im Hinblick auf die ACARE²-Ziele für 2020 die Effizienz und die Emissionen des Triebwerks eine besondere Rolle. Da das Potenzial zur Erhöhung der Komponentenwirkungsgrade im Auslegungspunkt durch verbesserte Auslegungsverfahren nahezu ausgereizt ist, wird das Triebwerksverhalten im Off-Design immer wichtiger. Besonders bei Kurzstrecken oder stark unterschiedlichen Missionsphasen, bei denen das Verhältnis der Reiseflugstrecke zur Gesamtmissionsstrecke relativ klein ist, beeinflusst das Off-Design-Verhalten markant den Gesamtverbrauch.

Für solche Anwendungsfälle –militärisch zur Steigerung der Leistungsdichte bei möglichst geringem Verbrauch; zivil zur Verbesserung des Teillastverhaltens– ist es von großem Vorteil, das Betriebsverhalten des Triebwerks im Off-Design gezielt und aktiv beeinflussen zu können. Damit lässt sich der Betriebszustand der Maschine an die Flugmissionsphase optimal anpassen. Bei einem Antriebskonzept mit einem variablen Kreisprozess (engl. Variable Cycle Engine, VCE) werden mehrere aktiv verstellbare Komponenten dazu benutzt, um spezifisch den thermodynamischen Kreisprozess im Off-Design zu beeinflussen und damit gezielt die Triebwerksleistung zu steigern bzw. den Treibstoffverbrauch zu reduzieren.

1.2 Zielsetzung und Schwerpunkte der Arbeit

Konventionell sind Fluggasturbinen so konstruiert, dass die Maschine in dem Betriebsbereich, in dem sie am längsten betrieben wird, möglichst effizient arbeitet, mit der zusätzlichen Bedingung, dass ein sicherer Betrieb in den kritischen und aerodynamisch hochbelasteten Betriebspunkten möglich ist. Bei der Auslegung müssen daher Kompromisse eingegangen werden. Dies führt dazu, dass die Maschine in den meisten Betriebspunkten mehr oder weniger suboptimal arbeitet. Eine übliche Praxis und Stand der Technik sind mechanische Einrichtungen zur Erweiterung des stabilen Betriebsbereiches, wie zum Beispiel Leitschaufelverstellungen bzw.

² Advisory Council for Aeronautics Research in Europe

Abblaseventile im Verdichter oder flächenvariable Schubdüsen. Primär dienen diese Verstellungen dazu, einen sicheren Betrieb der Maschine zu ermöglichen, um beispielsweise im Verdichter bei transienten Vorgängen und im tiefen Teillastbereich einen ausreichenden Abstand zur Stabilitätsgrenze zu gewährleisten. Diese Maßnahmen können jedoch auch zur gezielten Beeinflussung der fundamentalen thermodynamischen Prozessparameter außerhalb des Auslegungszustands, im sogenannten Off-Design, genutzt werden.

Die Zielsetzung der vorliegenden Arbeit ist es, das Potenzial verschiedener geometrisch variabler Triebwerkskomponenten zur gezielten Beeinflussung des thermodynamischen Kreisprozesses zu ermitteln.

Hierzu werden zwei generische Anwendungsfälle betrachtet:

1. Ein Triebwerkskonzept für eine agile und hoch gepfeilte UAV-Konfiguration
2. Ein Antriebskonzept für ein Geschäftsreiseflugzeug

Für die UAV-Anwendung wird zunächst mittels einer Mehrkriterienoptimierung ein konventionelles gemischtes Turbofantriebwerk ohne geometrisch variable Komponenten ausgelegt. Dabei werden für den Anwendungsfall die besonderen Anforderungen an das Antriebssystem sowie die kritischen Restriktionen, die den Kreisprozess festlegen, beschrieben und hervorgehoben. Die Einflüsse der einzelnen Variabilitäten zur spezifischen Beeinflussung des Kreisprozesses in unterschiedlichen Off-Designbetriebspunkten werden am Antriebskonzept für die taktische Drohne detailliert analysiert. Zu den untersuchten variablen Komponenten zählen Leitschaufelverstellungen im Hochdruckverdichter, in der Hochdruck- und der Niederdruckturbine, eine variable Kühlluftmengenregelung sowie Flächenvariabilitäten im Abgassystem (Abbildung 1).

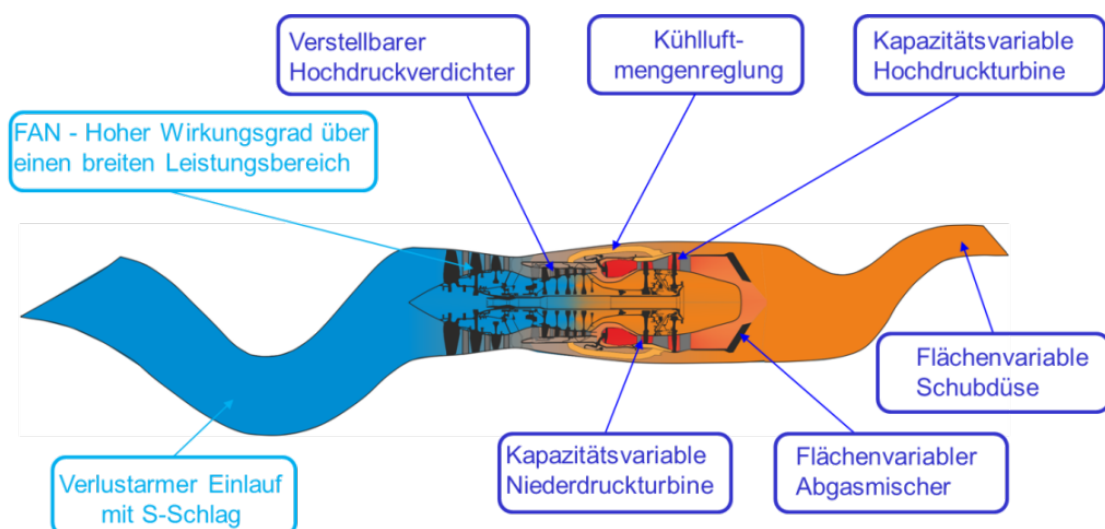


Abbildung 1: Schematische Darstellung eines im Rumpf hoch integrierten Triebwerkskonzepts für ein UCAV mit Aufzählung der berücksichtigten Schlüsseltechnologien

Für den zweiten Anwendungsfall wird ein Triebwerksmodell gewählt, das einem modernen existierenden Triebwerk für ein schnelles Geschäftsreiseflugzeug nachempfunden ist. Dabei stützt sich die Festlegung, der nicht bekannten Designparameter auf die von der ICAO in der Emissionsdatenbank [1] veröffentlichten Spezifikationen des existierenden Triebwerks. Hierzu wird ein numerischer Algorithmus genutzt, um die Designparameter so zu wählen, dass die in der ICAO-Datenbank angegebenen Treibstoffverbräuche der vier ICAO-Zertifizierungspunkte so genau wie möglich getroffen werden.

Im zweiten Teil erfolgt jeweils für den Anwendungsfall die Kreisprozessauslegung eines „Variable Cycle Engine (VCE)“ – Konzepts, bei dem die verstellbaren Komponenten bei der Auslegung des thermodynamischen Kreisprozesses berücksichtigt werden.

Als Methodik wird die Triebwerksleistungssynthese zur Simulation des Gesamtkonzepts genutzt, innerhalb dieser wird die thermodynamische Modellierung der geometrisch variablen Komponenten im Detail beschrieben. Durch die Verwendung eines numerischen Optimierungsalgorithmus werden stationäre Regelgesetze für die einzelnen Variabilitäten hergeleitet.

Anhand von generischen Flugpolaren werden die benötigten Schubbedarfe in den relevanten Betriebspunkten bestimmt. Anschließend wird das Potenzial der einzelnen Konzepte zur Senkung des Treibstoffverbrauchs auf einer Mission durch Flugleistungsrechnungen ermittelt.

Die folgenden Aspekte und Fragestellungen stehen bei der Kreisprozessauslegung der VCE-Konzepte im Vordergrund:

- 1) Die Verbesserung des Teillastverhaltens, indem die Schubreduzierung nicht wie üblich durch die Senkung der Turbineneintrittstemperatur bewerkstelligt wird, sondern durch die gezielte Verstellung von kritischen Querschnitten. Hierbei wird untersucht, inwieweit die Aufrechterhaltung einer hohen Turbineneintrittstemperatur den thermischen Wirkungsgrad und damit den Treibstoffverbrauch beeinflusst.
- 2) Das Senken der kritischen Materialtemperaturen insbesondere im militärischen Fall, um bei schnellen Tiefflügen das Triebwerk zu schonen und damit die Lebensdauer zu erhöhen. Dadurch können die Wartungsintervalle und die Einsatzzeiten verlängert werden.
- 3) Die Senkung der Abgastemperatur, die im militärischen Fall ausschlaggebend für die Infrarot-Signatur ist und die damit die Tarnfähigkeit des Fluggeräts begünstigt.
- 4) Die Absenkung der Arbeitslinien in den Verdichtern durch eine Kapazitätsänderung in den Turbinen sowie die Entlastung des Fans durch eine

Flächenänderung im Abgasmischer und der Schubdüse. Der dadurch erhöhte Pumpgrenzabstand erhöht die Stabilität der Verdichter beispielsweise im Beschleunigungsfall.

- 5) Die Erhöhung der Leistungsfähigkeit des Triebwerks in den Volllastpunkten bei unterschiedlichen Umgebungsbedingungen durch eine Erhöhung der Stabilitätsgrenze (siehe Punkt 4)) und durch die Abstimmung von Massenstrom und Temperaturerhöhung (Energieeintrag) in der Brennkammer.
- 6) Die Reduktion der Austrittsgeschwindigkeit in der Schubdüse, um den Vortriebswirkungsgrad und die Strahlärmemission positiv zu beeinflussen.

1.3 Fluggasturbinen

1.3.1 Allgemeines

Gasturbinen sind Energiewandler, die zur Gruppe der thermischen Strömungsmaschinen zählen und die im zugeführten Brennstoff chemisch gebundene Energie in mechanische Arbeit oder kinetische Energie umwandeln. Die Gasturbine besteht grundsätzlich aus den Hauptkomponenten Verdichter, Brennkammer und Turbine. In der Fluggasturbine wird entweder die mechanische Arbeit genutzt um mittels einer Arbeitsturbine einen Propeller oder eines Hubschrauberrotors anzutreiben oder die kinetische Energie in Form eines schnellen Abgasstrahles zum Vortrieb eines Strahltriebwerks.

In der einfachsten Bauart, dem Turbojet- bzw. Turbostrahltriebwerks (Abbildung 2) wird die über den Einlauf angesaugte Luft vom Verdichter komprimiert und in die Brennkammer eingeleitet. In dieser wird der eingespritzte Brennstoff bei annähernd konstantem Druck verbrannt. Das heiße Abgas entspannt sich in der Turbine, in der ein Teil der Energie genutzt wird, um über eine Welle den Verdichter anzutreiben. Der verbleibende Anteil wird in der Düse zur Schuberzeugung nach dem Prinzip des Rückstoßes genutzt.

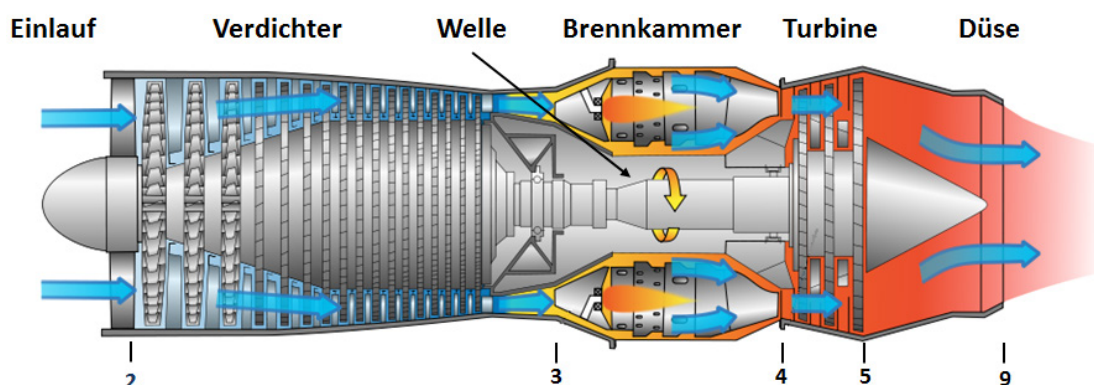


Abbildung 2: Aufbau einer einfachen Fluggasturbine (Turbojet-Triebwerk) [2]

Der Triebwerksschub gibt die Leistungsfähigkeit des Triebwerks an und kann durch eine Impulsbilanz berechnet werden. Die allgemeine Schubgleichung (Nettoschub) für ein Turbojet-Triebwerk lautet:

$$F_N = F_9 - F_0 = \dot{m}_9 \cdot v_9 + A_9 \cdot (p_{s_9} - p_{s_0}) - \dot{m}_0 \cdot v_0 \quad (1)$$

Bei der Bewertung der Schuberzeugung wird der Vortriebswirkungsgrad herangezogen. Dieser beschreibt das Verhältnis der im Kreisprozess zur Verfügung stehenden Nutzleistung zur erzeugten Schubleistung. Der Vortriebswirkungsgrad kann vereinfacht ausgedrückt werden durch (siehe Abschnitt 3.1.4)

$$\eta_{Vor} = \frac{2}{1 + \frac{v_9}{v_0}} \quad (2)$$

Aus der Definition wird ersichtlich, dass der Vortriebswirkungsgrad besser wird, wenn die Strahlgeschwindigkeit v_9 gegen die Fluggeschwindigkeit v_0 strebt. Hierbei nimmt jedoch wie aus der Gleichung (1) nachvollziehbar der Schub ab. Um den Schub zu kompensieren, muss der Massenstrom \dot{m}_0 erhöht werden.

Beim Konzept des Turbofan- bzw. Zweistromtriebwerks (Abbildung 3) ist der Triebwerkskern identisch mit dem Aufbau des Turbojet-Triebwerks, der auch als Gasgenerator bezeichnet wird. Bei diesem Konzept wird im Anschluss an das Kerntriebwerk eine weitere Turbine angeordnet, die einen Fan oder einen zusätzlichen Verdichter (Booster) antreibt.

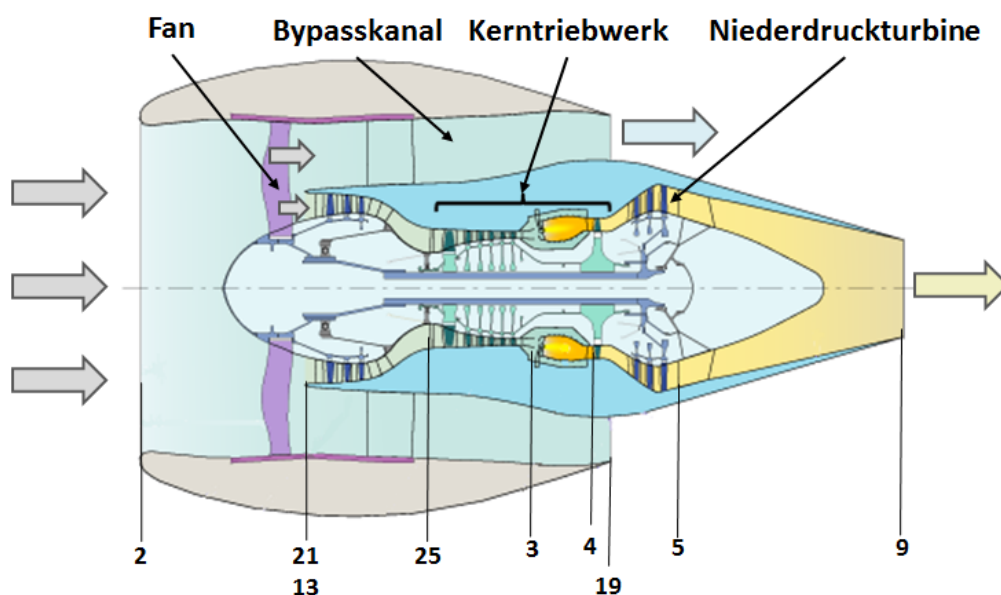


Abbildung 3: Prinzipskizze eines Turbofan-Triebwerks [3]

Die Schuberzeugung erfolgt bei diesem Konzept zum einen durch den heißen Abgasstrahl des Kerntriebwerks analog wie beim Turbojet und zum anderen jedoch durch einen zweiten, um das Kerntriebwerk herumgeleiteten Massenstrom. Dadurch wird die zur Verfügung stehende Nutzleistung effizienter genutzt, da die Strahlgeschwindigkeit reduziert und der Massenstrom gesteigert wird. Der Schub für ein Turbofan-Triebwerk mit einer inneren und äußeren Schubdüse berechnet sich durch

$$F_N = \dot{m}_{19} \cdot v_{19} + A_{19} \cdot (p_{s_{19}} - p_{s_0}) + \dot{m}_9 \cdot v_9 + A_9 \cdot (p_{s_9} - p_{s_0}) - \dot{m}_0 \cdot v_0 \quad (3)$$

1.3.2 Historie zum „Variable Cycle Engine“-Konzept

Die Idee eines Triebwerkskonzepts mit einem variablen Kreisprozess entstand schon in den frühen 1960er Jahren und wurde erstmals im Jahre 1976 auf der AGARD-Konferenz mit dem Titel „*Variable Geometry and Multicycle Engines*“ [4] im großen Rahmen diskutiert. Eine Zusammenstellung der möglichen VCE-Konzepte von General Electric, die in Kooperation mit den US Streitkräften und der NASA untersucht wurden, findet sich in [5]. Bei den Konzepten handelte es sich überwiegend um Hybrid-Antriebe, die den hohen spezifischen Schub eines Turbostrahltriebwerks mit dem niedrigen spezifischen Schub und dem geringen Treibstoffverbrauch eines Turbofantriebwerks kombinieren. Der Bedarf für ein solches Konzept entstand durch das Vorhaben, ein Transportflugzeug zu entwickeln, das sowohl effizient im Unterschall sein sollte, als auch die Fähigkeit besitzen sollte im Überschall zu agieren. Die Systementwürfe enthielten verschiedene Möglichkeiten unter Anwendung zurückziehbarer und anstellwinkelvariabler Fans, flächenvariabler Turbinen, wie auch Verbundtriebwerke unter kombinierter Anwendung von Turbostrahl- und Turbofantriebwerk in Tandem- oder konzentrischer Umfanganordnung.

In der Abbildung 4 sind über einen Zeitstrahl relevante Triebwerkskonzepte und Technologieprogramme aufgetragen, die sich mit dem Thema „Variable Cycle Engine“ befassen. Die größten Nachteile bei vielen dieser Konzepte, die sich aus einer Kombination eines Turbojet- mit einem Turbofan-Antrieb ergeben und für die Überschallanwendung gedacht sind, sind die Komplexität und das Zusatzgewicht der während bestimmter Betriebsphasen ungenutzten Teile des Triebwerks.

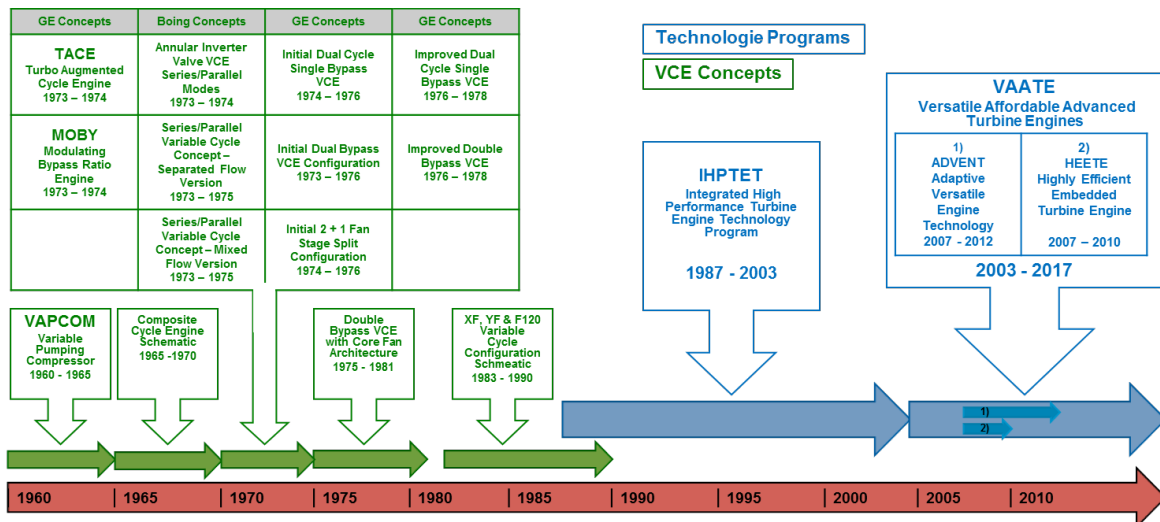


Abbildung 4: Zeitstrahl der VCE Konzepte und Technologieprogramme

Überwiegend wird bei den Konzepten für die Überschallanwendung das Nebenstromverhältnis über zusätzliche Strömungskanäle variiert und damit Einfluss auf den Kreisprozess genommen. Mit zunehmender Anzahl an Kanälen steigt aber auch das Triebwerksgewicht, sodass das Potenzial zur Brennstoffeinsparung durch das Zusatzgewicht aufgezehrt wird. Bei Triebwerken für die reine Unterschallanwendung, bei denen der Optimierungs- und Auslegungspunkt im Reiseflug liegt, kommt eine solche Art der Variabilität daher nur sehr bedingt infrage.

1.3.3 Komponententechnologien

Im folgenden Abschnitt erfolgt eine kurze Zusammenfassung einer Literaturrecherche zu geometrisch variablen Triebwerkskomponenten und zu dem Stand der Technik.

1.3.3.1 Variabler Verdichter

Aus dem thermodynamischen Vergleichsprozess für die Gasturbine, der als Joule- oder auch Brayton-Kreisprozess bezeichnet wird, ist direkt ersichtlich, dass zur Verbesserung des thermischen Wirkungsgrades primär das Gesamtdruckverhältnis des Triebwerks zu erhöhen ist, um die Divergenz der Isobaren im Enthalpie-Entropie-Diagramm effizienter auszunutzen³. Seit der Entwicklung moderner Gasturbinen wird daher kontinuierlich daran geforscht, das Druckverhältnis und den Wirkungsgrad des Verdichters zu erhöhen. Dabei ist der stabile Arbeitsbereich eines Axialverdichters bei einer konstanten Drehzahl auf einen bestimmten Massenstrombereich eingeschränkt, der definiert wird durch die Schluck- und die Pumpgrenze. Ein mehrstufiger Axialverdichter für hohe Druckverhältnisse kann mit einer festen Geometrie lediglich

³ Bei einer idealen Betrachtung und Vernachlässigung der Komponentenwirkungsgrade

für einen sehr schmalen Betriebsbereich aerodynamisch optimiert werden. Zielgrößen dabei sind Massendurchsatz, ausreichend Pumpgrenzabstand und vor allem ein möglichst hoher Wirkungsgrad [6]. Die Gesamtcharakteristik des Verdichters wird durch das Verhalten der einzelnen Stufen beeinflusst. In Bereichen niedriger reduzierter Drehzahlen $\left(\frac{n}{\sqrt{T}}\right)$ hat ein Verdichter mit fixer Beschaufelung den Nachteil, dass die hinteren Stufen fehl angeströmt werden. Dies hat ohne zusätzliche Maßnahmen zur Folge, dass die letzten Stufen kaum zum Druckaufbau beitragen und die Strömungsgitter nahe der Schluckgrenze betrieben werden. Die vorderen Verdichterstufen würden die gesamte Druckerhöhung leisten müssen und damit aerodynamisch überlastet und nahe ihrer Pumpgrenze arbeiten. Gängige Praxis zur Vermeidung dieses Phänomens sind drei wesentliche Maßnahmen:

- 1) Mehrwelligkeit (Aufteilung der Verdichterstufen auf bis zu drei Wellen⁴)
- 2) Abblasen von Verdichterluft aus den mittleren Stufen
- 3) Schaufelverstellung einer oder mehrerer Leitschaufelreihen

In dieser Arbeit wird die Leitschaufelverstellung als eine mögliche Variabilität zur gezielten Beeinflussung der Triebwerksperformance untersucht.

1.3.3.2 Kühlluftmengenregelung

Die Erhöhung der Turbineneintrittstemperatur trägt ebenfalls zu einer Verbesserung des thermischen Wirkungsgrades bei⁵, bewirkt aber vorrangig eine Erhöhung der spezifischen Leistung des Triebwerks, d. h. ein verbessertes Verhältnis von Schub zu Triebwerksgewicht. Durch die Entwicklung fortschrittlicher Schaufelkühlkonzepte können die Turbineneintrittstemperaturen bereits weit über die Schmelztemperaturen heutiger Turbinenwerkstoffe angehoben werden. Zwar sind durch Fortschritte in der Metallurgie auch die zulässigen Materialtemperaturen angestiegen, jedoch wird der Großteil der Erhöhung der Turbineneintrittstemperaturen durch eine Verbesserung der Kühlmethoden möglich (siehe Abbildung 5).

⁴ Beispielsweise angewandt von Rolls-Royce bei der TRENT Triebwerksreihe

⁵ bei angepasstem Gesamtdruckverhältnis

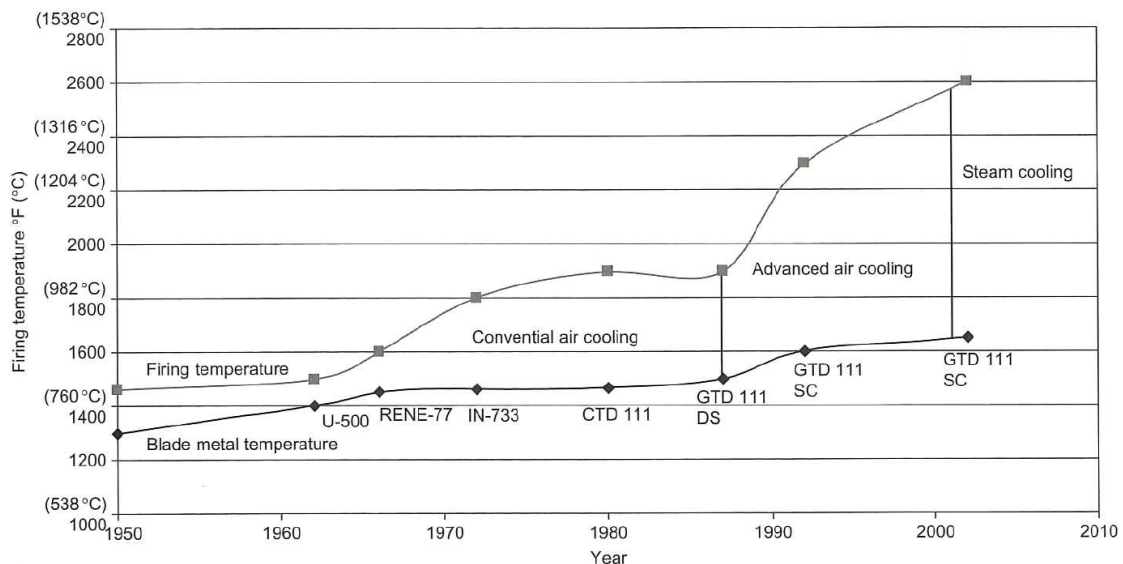


Abbildung 5: Entwicklung der Schaufelmaterialtemperatur und der Brenntemperatur bei stationären Gasturbinen [7]

Gegenwärtig kombiniert man bei thermisch hochbelasteten Schaufeln eine konvektive Kühlung, bei der Kühlluft durch radial verlaufende Kanäle im inneren der Schaufel geleitet wird mit einer Filmkühlung, bei der zusätzlich die Kühlluft durch Kühlluftbohrungen auf der Schaufeloberfläche geführt wird, damit sich so ein Schutzfilm um das Profil der Schaufel bildet. Typischerweise wird als Kühlmedium Zapfluft aus dem Verdichter verwendet. Da mit der Kühlluftmenge direkt Verdichterleistung abgeführt wird und der Bedarf an Zapfluft einen großen Verlustfaktor bedeutet, weil die Zapfluft nicht am Verbrennungsprozess teilnimmt, ist eine effiziente Verwendung zwingend notwendig. Typischerweise wird die Kühlluftmenge in dem Betriebspunkt ausgelegt, bei dem die maximalen Turbineneintrittstemperaturen herrschen. Der für diesen Punkt festgelegte Anteil wird bei derzeitigen Triebwerken über den gesamten Betriebsbereich konstant gehalten. Es ist jedoch abzusehen, dass in neuen Triebwerksentwicklungen eine Kühlluftmengenregelung Einzug findet⁶. Neben der Steigerung der Effizienz ist eine vom Betriebspunkt abhängige Kühlluftmengenregelung auch relevant für die Menge der Schadstoffemissionen und für das Beschleunigungsverhalten von Gasturbinen [8] [9].

In dieser Arbeit wird das Potenzial einer Kühlluftmengenregelung in der Fluggasturbine in Abhängigkeit des Lastpunktes für die zwei Anwendungsfälle beziffert und der Einfluss dieser Variabilität auf die Triebwerksleistung analysiert.

⁶ Laut [77] wird im Trent XWB von Rolls-Royce eine solche Technologie eingesetzt

1.3.3.3 Variable Turbine

In der Regel sind alle modernen Strahltriebwerke in den höheren Schubklassen mit Axialturbinen ausgestattet⁷. Ein kritischer Parameter beim Triebwerksdesign ist der engste Querschnitt der Schaufelkanäle des Turbinenstators. Hochdruckturbinen in höheren Leistungsstufen sind praktisch immer so ausgelegt, dass die Strömung für die erste Leitreihe im Auslegungspunkt und über einen weiten Betriebsbereich sperrt. Dabei bleibt der Durchsatzparameter $\frac{\dot{m}_4 \cdot \sqrt{R_4 \cdot T_4}}{p_4}$ für den Turbineneintritt konstant. Diese Eingrenzung beeinflusst die Verdichtercharakteristik, da die Turbine in Bezug auf den durchgesetzten Massenstrom in guter Näherung wie eine Drossel wirkt. Verstellbare Turbinenleiträder würden daher einen großen Vorteil hinsichtlich der Optimierung des Betriebsverhaltens bieten. Jedoch hat sich diese Art der Variabilität in Hochdruckturbinen bis jetzt noch nicht durchsetzen können. Die Gründe hierfür sind die extrem hohen Temperaturen und Drücke in der Hochdruckturbinen, die eine konstruktive Lösung einer zuverlässigen variablen Geometrie sehr schwierig machen [10]. Hinzu kommen die zusätzliche Komplexität und die Schwierigkeit der Abdichtung der Stellglieder. In der Niederdruckturbinen herrschen nach dem Enthalpieabbau in der Hochdruckturbinen, der zum Betreiben des Hochdruckverdichters notwendig ist weitaus moderatere Bedingungen. Daher ist die Gestaltung einer variablen Niederdruckturbinen wesentlich einfacher und wird bei stationären Gasturbinen schon eingesetzt [11] [12] [13].

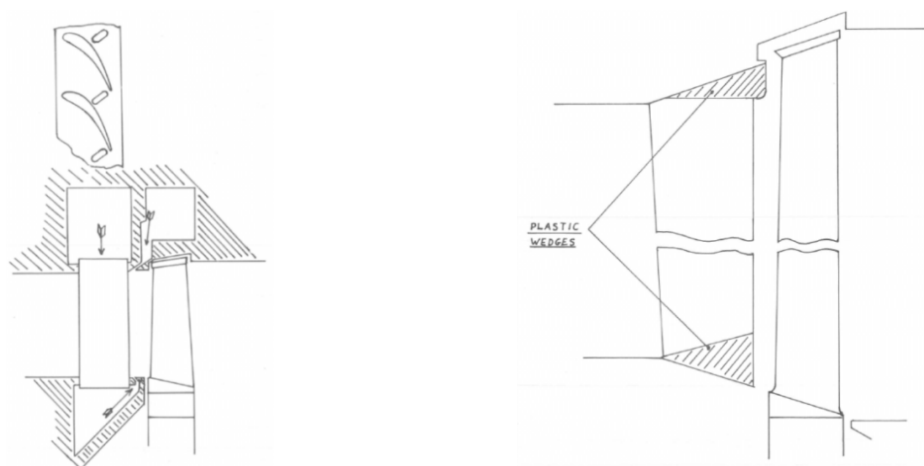


Abbildung 6: Strömungsbeeinflussung durch Sekundärlufteinblasung im engsten Querschnitt (links) und Strömungseinschnürung durch Luftkissenkeile (rechts) [14]

⁷ Ausnahmen bilden Hilfstriebwerke (APUs) und Antriebe der niedrigen Schubklasse

In [14] wurde verschiedene Möglichkeiten zur Beeinflussung der Turbinenkapazität analysiert. Untersucht wurde die Einschnürung der Strömung im engsten Schaufelreihenquerschnitt durch:

1. Sekundärlufteinblasung (Abbildung 6 links) an Nabe und Gehäuse
2. Strömungsbeeinflussung durch aufblasbare Keile (Abbildung 6 rechts)
3. Umstaffeln der Leitschaufeln

Als wirkungsvollste und effektivste Methodik zur Beeinflussung der Turbinenkapazität hat sich die Leitschaufelumstaffelung durch Verdrehen der Schaufelreihen herausgestellt [14].

Der Einfluss einer geometrisch variablen Turbine auf das Betriebsverhalten von drei Gasturbinenkonzepten wurde analytisch in [15] untersucht. Es wurde aufgezeigt, dass der Gewinn in Form einer SFC-Reduzierung im Teillastbereich -bei dem die Leistung von 100% auf 30% abgesenkt wird- ansteigt. Das Turbinendruckverhältnis kann weitestgehend über den Betriebsbereich konstant gehalten werden, ohne die realistischen Grenzen der Verstellung zu überschreiten. Als limitierender Faktor für die Senkung des spezifischen Brennstoffverbrauchs wird die Stabilitätsgrenze des Verdichters genannt. In [16] wurde mithilfe einer Verstellung der engste Querschnitt in einer Turbinenstatorreihe um bis zu 45% variiert und bei einem Wirkungsgradabfall von 5-6% der Einfluss auf den korrigierten Massenstrom mit 10% beziffert.

1.3.3.4 Flächenvariable Schubdüse

Die Schubdüse in Flugtriebwerken hat die primäre Aufgabe, die nach dem Mischer oder der Turbine im Strahl verbliebene thermische Energie in kinetische Energie und damit in Schubkraft umzuwandeln. Konventionell ist die Auslegung einer unverstellbaren Schubdüse ein Kompromiss zwischen bester Effizienz im Reiseflug und ausreichend Schub beim Start, ohne dass im Niederdruckverdichter das instationäre und kritische Phänomen des Verdichterpumpens auftritt. Variable Schubdüsen werden beim Einsatz von Nachbrennern im Triebwerk benötigt, um beim zusätzlichen Einspritzen von Brennstoff vor der Düse eine thermische Verblockung des Triebwerks und damit ein Verdichterpumpen zu vermeiden.

Eine flächenvariable Schubdüse bietet den Vorteil, dass die Schubdüsenaustrittsfläche und damit die Drosselung des Triebwerks dem Betriebszustand optimal angepasst werden kann. Die Vorteile einer variablen gegenüber einer unverstellbaren Schubdüse für ein Turbofantriebwerk wurden qualitativ analysiert in [17] und die Treibstoffersparnis mit 1% beziffert. In [18] wurde in einem Windkanal mit akustischen Messsensoren der Einfluss einer Düsenflächenaufweitung auf den Lärm untersucht

und gezeigt, dass der Gesamtschalleistungspegel um 2dB und mehr abgesenkt werden kann.

1.3.3.5 Flächenvariabler Abgasmischer

In vielen zivilen und militärischen Triebwerkskonzepten werden Abgasmischer zur Vermischung des kalten Nebenstroms mit dem heißen Kernstrom eingesetzt. Dadurch kommt es zu einer Schuberhöhung oder -bei gleichem Schub- zu einer Absenkung des Brennstoffverbrauchs. Theoretische Untersuchungen haben gezeigt, dass das Potenzial zur Leistungssteigerung bei 3 – 5% liegt und vom Nebenstromverhältnis abhängt [19], [20], [21]. Weitere Vorteile eines Abgasmischers sind die Reduktion des Strahlärms infolge der Absenkung der Düsenaustrittsgeschwindigkeit und -in der militärischen Anwendung- die Senkung der Abgastemperatur durch die Zumischung von Kaltluft aus dem Nebenstromkanal zur Verringerung der Infrarotsignatur. Diese Maßnahme verringert die Wahrscheinlichkeit von Lenkflugkörpern erfasst zu werden, die mit IR-Suchköpfen ausgestattet sind [22].

Das Streben nach einer effektiven und schnellen Vermischung der Hauptströme führte zu verschiedenen geometrischen Formen. Die gängigen Formen sind Ring- und Blütenmischer. Während der Ringmischer sich durch seine einfache geometrische und damit kostengünstige Gestaltung auszeichnet, wird der Blütenmischer geprägt durch seine komplexe geschwungene Form, die zu einer verbesserten Mischung führt.

Durch das Zusammenführen der Hauptströme des Triebwerks im Abgasmischer wird das Betriebsverhalten des Gesamttriebwerks markant beeinflusst. Das Fandruckverhältnis wird bei der Auslegung des Kreisprozesses so gewählt, dass bei einem gegebenen Nebenstromverhältnis ein möglichst optimaler Vortriebswirkungsgrad erreicht wird. Dies ist gewährleistet bei Totaldruckgleichheit in der Mischereintrittsebene von Neben- und Kernstrom [23]. Im Teillastbetrieb weicht das Totaldruckverhältnis vom idealen Wert ab [24]. Mit einer geeigneten Flächenvariabilität in dieser Komponente würde sich das Totaldruckverhältnis im Off-Design gezielt beeinflussen lassen. Eine technische Umsetzung eines geometrisch variablen Ringmischers ist z. B. mit einer geeigneten Aktuatorik, ähnlich wie bei einer variable Schubdüse, denkbar.

2 Gasturbinensimulation durch Leistungssynthese

Die Leistungsberechnung hat eine zentrale Bedeutung bei der Analyse und Bewertung neuer Triebwerkskonzepte. Hierbei wird mit Hilfe von computergestützten Berechnungsverfahren der thermodynamische Kreisprozess⁸ und damit die Leistungsfähigkeit der Triebwerkskonfiguration bestimmt. Bei der Leistungsanalyse durch Synthese wird das Triebwerk virtuell in seine einzelnen Hauptkomponenten unterteilt. Das Komponentenbetriebsverhalten wird dabei durch analytische Gleichungen oder Kennfelder in separaten Berechnungsroutinen oder -modulen abgebildet, die durch Zusammenfügen das Gesamttriebwerksverhalten abbilden [25] [26]. Die Komponentenkenfelder werden entweder durch Rig-Tests⁹ oder mittels CFD¹⁰-Rechnungen gewonnen. Bei Potenzialstudien von zukünftigen Triebwerkskonzepten werden dagegen häufig generische Kennfelder genutzt, die für die jeweilige Anwendung skaliert werden.

Als Basis für die hier durchgeführten Analysen dient das im Institut für Antriebstechnik entwickelte Leistungssyntheseprogramm GTlab [27], das zur thermodynamischen Simulation von verschiedenen Gasturbinenkonzepten eingesetzt wird. In diesem Kapitel wird nach einem kurzen Überblick über die Leistungssyntheseprogramme die Gasturbinensimulation durch Leistungssynthese mittels GTlab näher erläutert. Dabei wird der Fokus auf die benötigten Modulentwicklungen und -modifikationen gesetzt, die für die Zielsetzung dieser Arbeit benötigt werden.

2.1 Leistungssyntheseprogramme

Erste computergestützte und relativ einfache Berechnungsverfahren für Gasturbinen wurden von Saravannamutto und Fawke [28] im Jahre 1970 vorgestellt. Die auf Analogrechnern basierenden Verfahren waren sehr unflexibel hinsichtlich Änderungen am Modell und erlaubten nur die Berechnung einzelner stationärer Betriebspunkte. Die ersten Syntheseprogramme GENENG [29] und GENENGII [30] wurden von der NASA entwickelt. Diese ermöglichten zunächst nur die Bestimmung von stationären Betriebszuständen. Weiterentwicklungen wie DYNGEN [31], NNEP [32] und DIGTEM [33] ermöglichten erstmals die virtuelle Zusammenstellung einer

⁸ Definiert durch die Druckverhältnisse, Temperaturen und Massenströme in den verschiedenen Triebwerksstationen

⁹ Prüfstandsversuche

¹⁰ Computational Fluid Dynamics

Triebwerkskonfiguration in Eingabedateien, ohne dabei den Quellcode neu zu kompilieren. Zusätzliche Entwicklungen ermöglichten Gewichtsabschätzungen, die Berücksichtigung von Installationseffekten, die Bestimmung von instationären Vorgängen und die Simulation des chemischen Gleichgewichts um nach der Verbrennung Realgaseffekte zu erfassen. In Deutschland wurden von Münzberg, Kurzke [34] und Rick [35] Grundlagenuntersuchungen zur Triebwerksleistungsrechnung durchgeführt und veröffentlicht. Gegenwärtig gibt es eine Vielzahl an kommerziell verfügbaren Leistungssyntheseprogrammen, exemplarisch seien hier die mit einer anwenderfreundlichen Benutzeroberfläche ausgestatteten Programme GasTurb [36] und GSP [37] genannt, die ursprünglich für die Lehre gedacht waren. Expertensysteme wie PROOSIS [38] und NPSS [39] ermöglichen auch eine detaillierte Komponentenauslegung.

2.2 Einführung in die Triebwerkssimulation

Grundlage für die Triebwerkssimulation durch Leistungssynthese sind die thermodynamischen Stoffgesetze sowie die eindimensionalen elementaren Erhaltungssätze für die Masse, den Impuls und die Energie, die zur Beschreibung eines Kontinuums herangezogen werden. Mit diesen elementaren Gleichungen werden die über den Querschnitt gemittelten thermodynamischen Zustandsgrößen in den Schnittstellen der Komponenten, den Triebwerksebenen [40], bestimmt. Konventionell unterscheidet man bei der Triebwerkssimulation durch Leistungssynthese zwischen zwei verschiedenen Berechnungsmodi:

- 1) Design und
- 2) Off-Design

Design-Mode

Der Design-Mode ist fundamental für Triebwerkskonzeptstudien. Hier werden verschiedene Triebwerksgeometrien miteinander verglichen. Dazu wird die zu analysierende Triebwerkskonfiguration festgelegt und im Auslegungspunkt die Kreisprozessparameter und somit das Leistungsniveau der Komponenten vorgegeben. Als Resultat erhält man die Gesamtleistung der Maschine im Auslegungspunkt in Form von diversen Ausgabeparametern, z. B. den Nettoschub, den spezifischen Brennstoffverbrauch, die Wellenleistungen, den Vortriebs- und den thermischen Wirkungsgrad. Konventionell wird als Auslegungspunkt ein hoher Lastfall (Hot Day Take-Off oder Maximum Climb) oder der Betriebszustand gewählt, in dem die Maschine am längsten betrieben wird (Cruise). Von den verschiedenen Querschnitten im Triebwerk sind für das Betriebsverhalten hauptsächlich die Strömungsquerschnitte

auf der Expansionsseite entscheidend. Diese werden bei der Triebwerks-Auslegungsrechnung festgelegt und für andere Betriebsfälle nur variiert, wenn eine variable Geometrie simuliert wird.

Off-Design Mode

Analysen mit festgelegter Triebwerksgeometrie bei verschiedenen Betriebszuständen werden im Off-Design Mode durchgeführt. Der Lastpunkt wird dabei mit Vorgabe der Umgebungsbedingungen (Flughöhe und Flugmachzahl oder statischer Druck) und der Leistungseinstellung (z. B. durch die Vorgabe der Drehzahl, der Turbineneintrittstemperatur oder der zugefügten Brennstoffmenge) festgelegt. Das Verhalten der Komponenten im Off-Design wird dabei über analytische Gleichungen oder Kennfelder beschrieben, die durch Synthese das Betriebsverhalten der Gesamtmaschine bestimmen. Die Kopplung zwischen den Komponenten erfolgt durch

- die Kontinuitätsgleichung,
- die Energieerhaltung,
- die mechanischen Kopplungsbedingungen und
- die thermischen und mechanischen Betriebsgrenzen der Komponenten.

Das dadurch entstehende Gleichungssystem mit n Unbekannten kann allgemein formuliert werden durch:

$$\begin{aligned} f_1(x_1, x_2, \dots, x_n) &= 0 \\ f_2(x_1, x_2, \dots, x_n) &= 0 \\ &\vdots \\ f_n(x_1, x_2, \dots, x_n) &= 0 \end{aligned} \tag{4}$$

wobei x_1, x_2, \dots, x_n die freien Iterationsparameter und f_1, f_2, \dots, f_n die oben aufgeführten Zwangsbedingungen darstellen. Dieses Gleichungssystem ist zu einem hohen Grad nichtlinear und muss daher mittels eines geeigneten numerischen Iterationsverfahrens¹¹ gelöst werden. Zu Beginn der Syntheserechnung werden die freien Iterationsparameter aufgrund ihrer erst später stattfindenden numerischen Berechnung geschätzt, dies führt unvermeidlich zu Abweichungen. Diese Abweichungen werden anschließend in einem iterativen Prozeß bis zu einer vorgegebenen definierten Genauigkeit minimiert. Findet das numerische Verfahren keine Lösung nach einer vorgegebenen maximalen Anzahl an Iterationsschritten, spricht man von einem nicht-konvergierten Betriebspunkt.

Wird das Komponentenverhalten über Kennfelder abgebildet, muss das Kennfeld für die Syntheserechnung in der Art aufbereitet werden, dass mit möglichst wenigen

¹¹ z. B. Newton-Raphson-Verfahren [76]

Parametern der Betriebspunkt im Kennfeld eindeutig bestimmt werden kann. Bei der klassischen Darstellung der Turbokomponenten-Kennfelder lässt sich nicht immer die Betriebspunktlage mit nur zwei Parametern eindeutig bestimmen, wie zum Beispiel im Verdichterkennfeld, in dem im hohen Lastbereich die Drehzahllinien auch fast vertikal verlaufen können. In diesem Bereich kann die Lage nicht eindeutig über die Vorgabe eines Druckverhältnisses und eines Massenstroms oder mit der reduzierten Drehzahl und dem Massenstrom bestimmt werden. Ein gängiger Ansatz für diese Problematik ist die Abbildung des Kennfeldes über ein Ersatzkoordinatensystem. Die Kennfeldgrößen (Druckverhältnis π , reduzierter Massenstrom \dot{m}_{red} , isentroper Wirkungsgrad η_{is}) werden hierbei über der reduzierte Drehzahl n_{red} , und einer parabolischen Hilfskoordinate abgebildet, die im allgemeinen als β -Koordinate bezeichnet wird. Die β -Linien verlaufen zwischen 0 und 1 und werden so über das Kennfeld gelegt, dass der stabile Arbeitsbereich möglichst vollständig abgedeckt wird. Abbildung 7 zeigt schematisch ein Verdichterkennfeld im Ersatzkoordinatensystem für die Leistungssyntheserechnung.

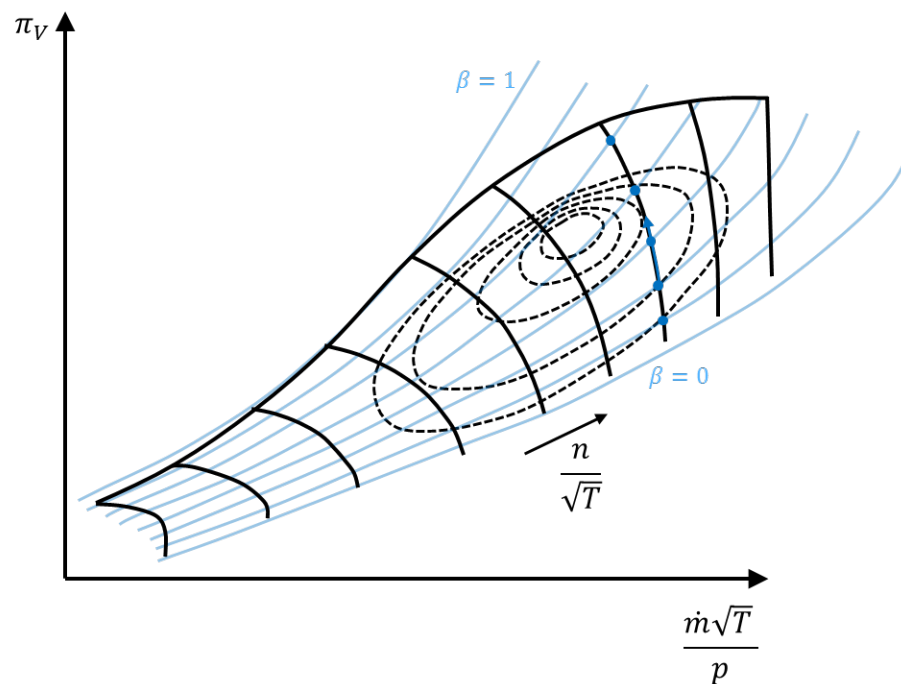


Abbildung 7: Verdichterkennfeld mit β -Koordinaten zur eindeutigen Bestimmung der Kennfeldgrößen

Abbildung 8 zeigt die schematische Modulzusammensetzung eines gemischten Turbo-Fan-Triebwerks (MTF). In Tabelle 1 ist das dazugehörige numerische Off-Design-Iterationsschema, mit den freien Iterationsvariablen und den Zwangsbedingungen, aufgelistet.

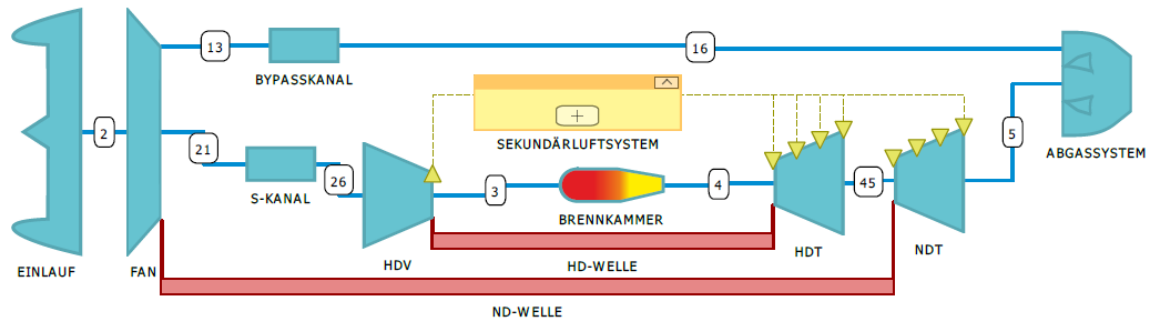


Abbildung 8: Synthesemodell eines Mixed-Turbofan-Triebwerks (MTF)

Freie Iterationsvariablen	Zwangsbedingungen
β_{FAN}	$\dot{m}_{Fan_{map}} \stackrel{!}{=} \dot{m}_2$
β_{HDV}	$\dot{m}_{HDV_{map}} \stackrel{!}{=} \dot{m}_{26}$
β_{HDT}	$\dot{m}_{HPT_{map}} \stackrel{!}{=} \dot{m}_{41}$
β_{NDT}	$\dot{m}_{NDT_{map}} \stackrel{!}{=} \dot{m}_{45}$
FAR	$F_N = F_{N_{Vorgabe}}$
n_{ND}	$P_{NDT} \stackrel{!}{=} P_{Fan}$
n_{HD}	$P_{HDT} \stackrel{!}{=} P_{HDV} + P_{WX}$
BPR	$p_{s_{163}} \stackrel{!}{=} p_{s_{63}}$
\dot{m}_0	$p_9 \stackrel{!}{=} p_{9_{notwendig}}$

Tabelle 1: Off-Design Iterationsschema

2.3 Thermodynamische Modellierung

In den folgenden Abschnitten wird erläutert, wie die geometrisch variablen Komponenten, die in dieser Arbeit untersucht werden, im Leistungssyntheseprogramm GTlab thermodynamisch modelliert werden.

2.3.1 Geometrieänderung im Verdichter

Das Betriebsverhalten eines Verdichters wird in der Leistungssynthese konventionell mittels eines „Ähnlichkeitskennfelds“ abgebildet. Dabei werden zweckmäßig machzahlähnliche Kenngrößen verwendet, die es ermöglichen, einen weiten Betriebsbereich der Maschine mit nur einigen wenigen Parametern zu beschreiben. Berücksichtigt wird bei dieser Art der Charakterisierung die geometrische Ähnlichkeit der Geschwindigkeitsdreiecke bei ähnlichen Betriebszuständen¹². Dies erfolgt typischerweise mit den Leistungsparametern

- reduzierter Massenstrom $\dot{m}_{red} = \frac{\dot{m} \cdot \sqrt{T}}{p}$,
- Verdichterdruckverhältnis $\pi_V = \frac{p_3}{p_2}$,
- reduzierte Drehzahl $n_{red} = \frac{n}{\sqrt{T}}$,

sowie dem Güteparameter

- isentroper Wirkungsgrad $\eta_V = \frac{\Delta h_{is}}{\Delta h}$.

Häufig erfolgt eine zusätzliche Korrektur des reduzierten Massenstroms und der reduzierten Drehzahl durch einen Referenzzustand¹³ wie folgt

$$\dot{m}_{cor} = \dot{m} \cdot \frac{\sqrt{\frac{R \cdot T}{R_{ref} \cdot T_{ref}}}}{\frac{p}{p_{ref}}} \quad (5)$$

$$n_{cor} = \frac{n}{\sqrt{\frac{R \cdot T}{R_{ref} \cdot T_{ref}}}} \quad (6)$$

Eine detaillierte Herleitung dieser Gesetzmäßigkeiten findet sich in [41] und [42].

¹² In einer ersten Näherung wird die Reynoldszahl-Ähnlichkeit vernachlässigt und durch Korrekturfaktoren im Leistungssyntheseprogramm einbezogen [54]

¹³ In der Regel der Auslegungszustand bei ISA Normalbedingungen: $T_{ref} = 288,15 \text{ K}$; $p_{ref} = 1.01325 \text{ bar}$; $R_{ref} = 287,05 \text{ J/(kg K)}$

Da durch die Beschreibung des Verdichterverhaltens mittels reduzierter Größen geometrische Ähnlichkeit der Maschine vorausgesetzt wird, gilt in dieser Darstellungsform das Kennfeld nur für eine feste Geometrie. Das bedeutet, dass sich durch eine Geometriemodifikation das gesamte Kennfeld des Verdichters inklusive der Pumpgrenze ändert. Ist jedoch das Verhalten des Verdichters bei einer Geometrieänderung entsprechend eines stationären Verstellgesetzes bekannt und die Verstellcharakteristik von Kennfeldparametern abhängig - geläufig sind hier die Wellendrehzahl und die Totaltemperatur im Verdichtereintritt - so kann in einem einzelnen Verdichterkennfeld das Verhalten des Verdichters bei einer Geometrieänderung beschrieben werden. Dies ist trivialerweise bei der Herleitung einer Verstellcharakteristik zur gezielten Beeinflussung des Kreisprozesses nicht zweckmäßig. Der Verstellparameter wird daher als unabhängige Variable bei der Syntheserechnung mit berücksichtigt.

Die Verstellcharakteristik des Verdichters kann entweder durch einen Satz an Kennfeldern beschrieben werden, bei dem jeweils ein Kennfeld das Verhalten des Verdichters für eine Leitschaufelstellung wiedergibt, oder durch eine geeignete Skalierung eines Basiskennfelds, das den Verdichter im Designzustand ohne Variabilität charakterisiert und in Abhängigkeit von der Verstellung modifiziert wird. Das dafür benutzte Basiskennfeld wird entweder generisch erzeugt oder es wird ein vorhandenes Kennfeld einer ähnlichen Maschine genutzt, welches zuvor auf die Designparameter der untersuchten Maschine skaliert wurde.

In GTlab wurden im Rahmen dieser Arbeit beide Methodiken implementiert. Die Kennfeld-Routinen des Programms erlauben es, mehrdimensionale Kennfelder zu definieren. Mittels verschiedener Interpolationsmethoden werden die Kennfeldparameter zwischen den hinterlegten Kennfeldern ermittelt. Diese Modellierung der Verstellung ist jedoch nur möglich, wenn die Geometrie des Verdichters bekannt ist und die Kennfelder in Abhängigkeit der Verstellung gemessen oder durch numerische Methoden bestimmt wurden.

In dieser Arbeit soll jedoch kein spezifischer Verdichter ausgelegt werden, vielmehr wird der Einfluss der Geometrieänderung auf die Triebwerksleistung in Interaktion mit weiteren Variabilitäten untersucht werden. Zu diesem Zweck erfolgt die Modellierung der Verdichter-Leitschaufelverstellung durch die Methodik der Kennfeldskalierung [43].

Das Leitschaufel-Verstellsystem wird in der Regel durch einen einzelnen Aktuator angesteuert, der durch ein Hebelsystem die Leitschaufelposition aller verstellbaren Schaufelreihen einstellt. Durch diese Kopplung der verstellbaren Schaufelreihen reicht

es aus, die Skalierung der Kennfeldgrößen in Abhängigkeit eines repräsentativen Verstellwinkels durchzuführen. Der Einfluss einer Verstellung auf das Kennfeld wird empirisch abgeschätzt und dabei die Methodik in [43] genutzt. In der Design-Rechnung werden der korrigierte Verdichtermassenstrom $\dot{m}_{V_{cor}}$, das Verdichterdruckverhältnis $\pi_{V_{map}}$ und der Wirkungsgrad $\eta_{V_{map}}$ definiert und der repräsentative Verstellwinkel $\Delta\alpha_{VGV} = 0$ gesetzt. In der Off-Design-Rechnung werden die Kennfeldparameter wie folgt in Abhängigkeit des Verstellwinkels korrigiert:

$$\dot{m}_{V_{cor}} = \dot{m}_{V_{cor, map}} \cdot (1 - s_1 \cdot \Delta\alpha_{VGV}) \quad (7)$$

$$(\pi_V - 1) = (\pi_{V_{map}} - 1) \cdot (1 - s_2 \cdot \Delta\alpha_{VGV}) \quad (8)$$

$$\eta_V = \eta_{V_{map}} \cdot (1 - s_3 \cdot \Delta\alpha_{VGV}^2) \quad (9)$$

Hierbei sind s_1 , s_2 , und s_3 Skalierungsfaktoren die vom Verstellsystem¹⁴ abhängig sind. In [44] und [45] sind Messungen am Hochdruckverdichter-Rig der Triebwerke BR710 und BR715 veröffentlicht. Bei diesem 10-stufigen Hochdruckverdichter sind durch eine mechanische Kopplung das Vorleitrad sowie die Leiträder der ersten drei Stufen verstellbar ausgeführt. Eine berechnete Charakteristik eines Axialverdichters mit 8 variablen Statorreihen findet sich in [12]. Aus diesen Veröffentlichungen wurden im Rahmen dieser Arbeit zur Modellierung des variablen Verdichters die benötigten Skalierungsfaktoren abgeleitet, die in Tabelle 2 aufgelistet sind.

Skalierungsfaktoren	
$s_1 \begin{bmatrix} 1 \\ \circ \end{bmatrix}$	0,009
$s_2 \begin{bmatrix} 1 \\ \circ \end{bmatrix}$	0,005
$s_3 \begin{bmatrix} 1 \\ \circ \end{bmatrix}$	0,0001

Tabelle 2: Skalierungsfaktoren zur Modellierung des variablen Verdichters

Abbildung 9 zeigt die Auswirkungen der hier beschriebenen Modellierung einer Leitschaufelverstellung auf das Hochdruckverdichterkennfeld. Durch die Schaufelverstellung verschieben sich die Abreißgrenzen der vorderen Stufen im

¹⁴ Verdichterstufenzahl, Stufenbelastung und Anzahl der verstellbaren Schaufelreihen

Kennfeld nach links zu kleineren Massenströmen. Dadurch kommt es zu einer Verlagerung der Pumpgrenze des Gesamtverdichters.

Die zugrunde liegende Ursache und der Grundgedanke zu dieser Maßnahme sind ausführlich in [41] beschrieben und lässt sich durch die Gleichung (10) erläutern.

$$\psi = 1 - (\cot\alpha - \cot\beta) \cdot \varphi \quad (10)$$

Im unteren Teillastbereich, bei niedrigen Drehzahlen und kleinem Durchfluss φ steigt die Stufenbelastung ψ bis zum Abreißen an. Wird in diesem Bereich, der Leitradaströmwinkel α verkleinert, kann dadurch die Stufenbelastung gesenkt werden.

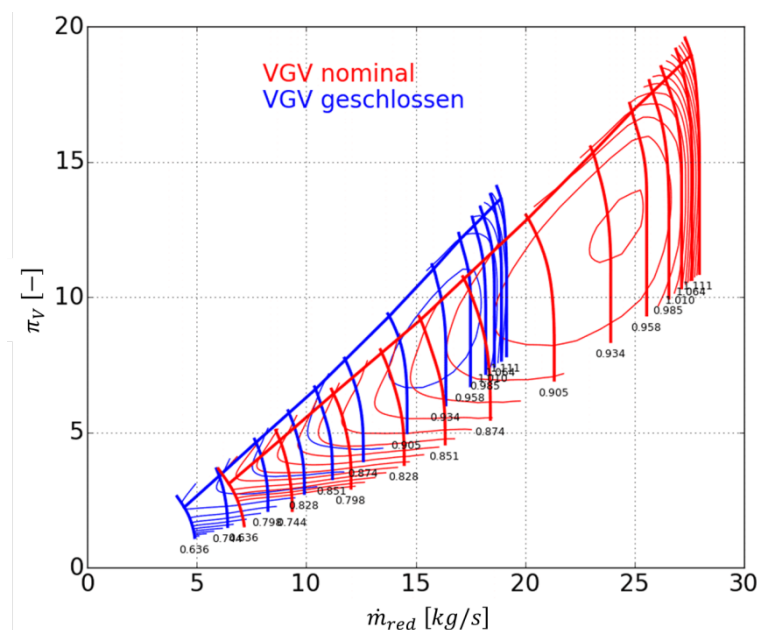


Abbildung 9: Charakteristik der Verdichter-Leitschaufelverstellung

2.3.2 Geometrieänderung in der Turbine

Wie beim Verdichter erfolgt die Modellierung der Turbine in der Leistungssynthese durch ein Ähnlichkeitskennfeld, das eine spezifische Turbine charakterisiert und bei einer Geometrieänderung entsprechend modifiziert werden muss. Eine Verstellung kann daher wie im Verdichter durch einen Satz an Kennfeldern dargestellt werden. Jedoch ist die Erzeugung dieser Kennfelder wie beim Verdichter sehr aufwendig. Diese müssen entweder numerisch mittels Nachrechnungsprogrammen erzeugt werden oder durch umfangreiche und teure Messungen in Prüfstandsversuchen ermittelt werden. Die Modellierung einer Leitschaufelumstaffelung in der Niederdruckturbine

erfolgt daher analog zu der Leitschaufelverstellung im Verdichter durch eine geeignete Skalierung eines Basisturbinenkennfelds.

Der Einfluss einer Geometrieänderung im engsten Querschnitt der Turbine auf die Turbinenkapazität und den Turbinenwirkungsgrad kann mit guter Näherung als quadratisch angenommen werden [46]. Die Skalierung der Turbinenkennfeldparameter in Abhängigkeit von dem Staffelungswinkel $\Delta\beta_T$ erfolgt daher wie in Gleichung (11) und (12) angegeben.

$$\dot{m}_{T_{cor}} = \dot{m}_{T_{cor_{map}}} \cdot (1 \pm s_4 \cdot \Delta\beta_T^2) \quad (11)$$

$$\eta_T = \eta_{T_{map}} \cdot (1 - s_5 \cdot \Delta\beta_T^2) \quad (12)$$

Im Design sind die Leitschaufeln der Turbinen in der Nennstellung und der Staffelungswinkel $\Delta\beta_T = 0$. Werden die Leitschaufeln geschlossen, fällt die Turbinenkapazität ab (negatives Vorzeichen in Gleichung (11)), während umgekehrt bei geöffneten Leitschaufeln die Kapazität der Turbine zunimmt (positives Vorzeichen in Gleichung (11)). In beiden Fällen fällt der Turbinenwirkungsgrad abseits der Nennstellung ab.

Die Skalierungsfaktoren s_4 und s_5 hängen von der Art der Turbine und dem Verstellmechanismus ab und werden für die Studien empirisch angenommen. Berücksichtigt werden hierzu veröffentlichte Ergebnisse aus Rig-Tests zu variablen Turbinenstufen. Messungen an einer geometrisch variablen einstufigen Leistungsturbine wurden in [11] durchgeführt. Abbildung 10 zeigt die Wirkung bei Umstaffelung der Leitschaufeln auf den reduzierten Massenstrom und des Stufenwirkungsgrads für eine fixe Drehzahl und ein festes Druckverhältnis. Bei kleinen Umstaffelungen von $\Delta\beta_T = \pm 20^\circ$ kann der Einfluss auf beide Parameter durch ein Polynom 2. Grades approximiert werden.

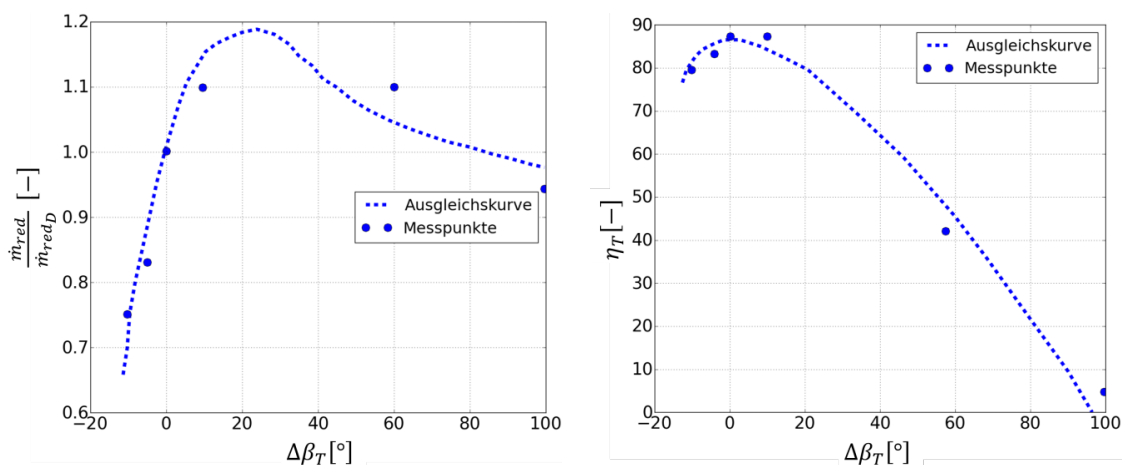


Abbildung 10: Einfluss einer Leitschaufelumstaffelung auf den reduzierten Massenstrom (links) und den Wirkungsgrad (rechts), gewonnen aus Rig-Tests [11]

In Abbildung 11 ist der Vergleich im Abfall des Wirkungsgrads zwischen den aus dem Rig-Test gewonnenen Daten gegenüber der modellierten Näherung dargestellt. Für die Drehzahllinien $n = 75\%$ und $n = 100\%$ wird durch die Gleichung (12) der Wirkungsgradabfall quantitativ und qualitativ gut wiedergegeben. Größere quantitative Abweichungen sind bei der Drehzahllinie $n = 125\%$ zu sehen.

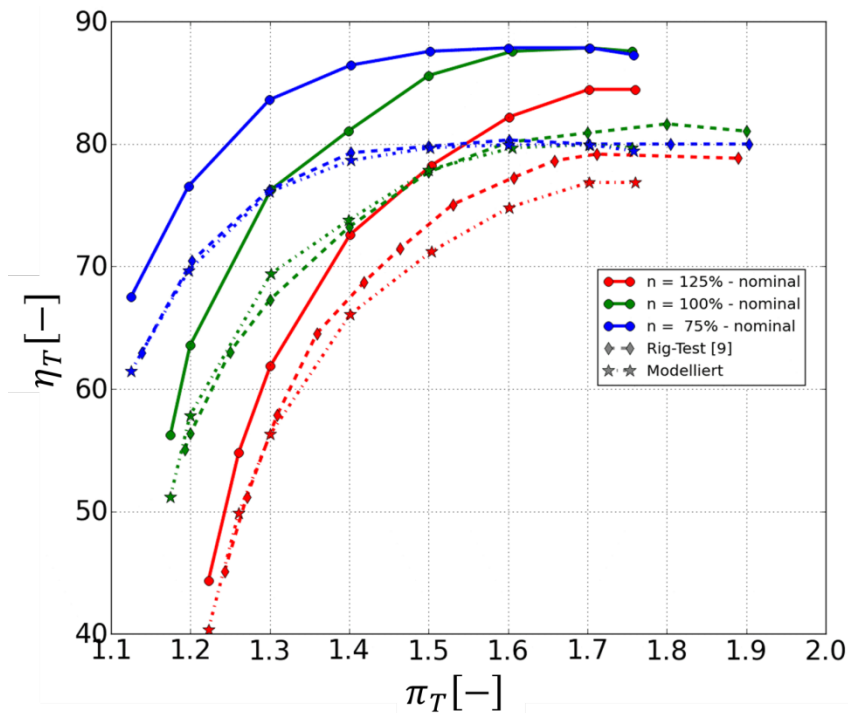


Abbildung 11: Vergleich der Wirkungsgrade zwischen den Rig-Test Daten [11] und der Modellierung

In Tabelle 3 sind die Skalierungsfaktoren zur Modifizierung der Turbinenkennfelder in Abhängigkeit des Staffelungswinkels $\Delta\beta_T$ aufgelistet.

Skalierungsfaktoren	
$s_4 \left[\frac{1}{^\circ} \right]$	0,006
$s_5 \left[\frac{1}{^\circ} \right]$	0,0001

Tabelle 3: Skalierungsfaktoren zur Modellierung der variablen Turbine

2.3.3 Flächenvariable Abgasmischer

In der Abbildung 12 sind die relevanten Ebenen im Abgassystem gekennzeichnet, in denen sich der thermodynamische Zustand und/oder der Massenstrom ändert. Für die individuelle Bezeichnung dieser Ebenen hat sich die Nomenklatur nach [35] allgemein durchgesetzt.

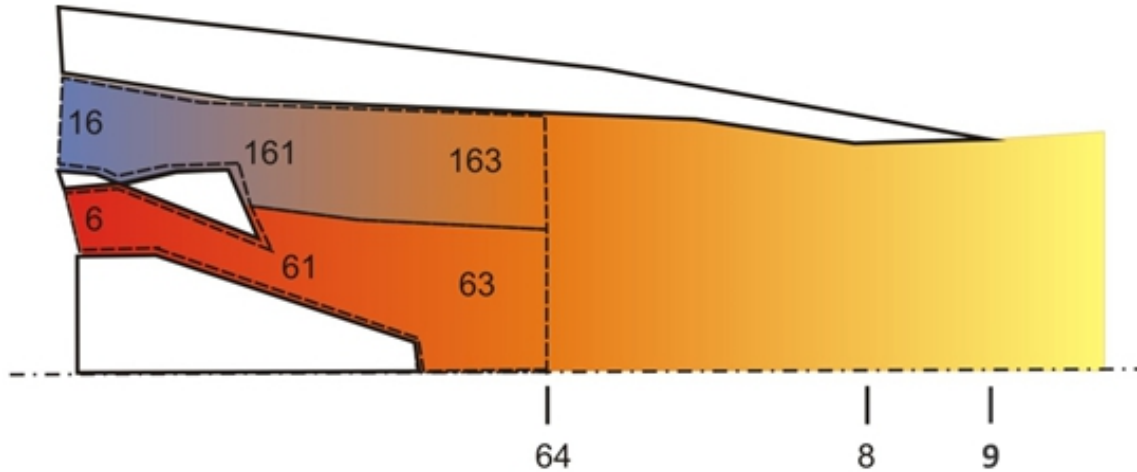


Abbildung 12: Nomenklatur der Triebwerksebenen im Abgassystem

Die thermodynamischen Zustände am Mischereintritt entsprechen denen, die in den davor geschalteten Modulen des Bypass- und des Kernstromkanals berechnet wurden.

Zwischen den Stationen 6/16 und 63/163 wird ein Totaldruckverlust implementiert, der sich infolge der Mischerdurchströmung ergibt. Dieser Druckverlust

$$\frac{\Delta p}{p} = \frac{p_{ein} - p_{aus}}{p_{ein}} \quad (13)$$

wird im Design empirisch angenommen. Nach [25] ist der Totaldruckverlust in einem Kanal näherungsweise proportional zum reduzierten Massenstromparameter. Daher erfolgt in der Off-Design Rechnung eine Korrektur des Druckverlustes über den machzahlähnlichen Parameter des reduzierten Massenstroms nach folgender Beziehung

$$\left(\frac{\Delta p}{p}\right)_{off-Design} = \left(\frac{\Delta p}{p}\right)_{Design} \cdot \left(\frac{\left(\frac{\dot{m} \cdot \sqrt{R \cdot T}}{p}\right)_{Off-Design}}{\left(\frac{\dot{m} \cdot \sqrt{R \cdot T}}{p}\right)_{Design}}\right)^2 \quad (14)$$

Mit der Zwangsbedingung des statischen Druckgleichgewichts $p_{s_{163}} \stackrel{!}{=} p_{s_{63}}$ in der Mischungsebene 64 werden bei Vorgabe der Machzahl im Mischer – optional auch bei Vorgabe der Mischergesamtfläche, falls die Geometrie bekannt ist (Gleichung (15)) –

über das numerische Iterationsverfahren¹⁵ die effektiven Mischerteilflächen (Gleichung (16) und (17)) ermittelt. Im Off-Design können auf diese Teilflächen prozentuale Flächenänderungen aufgeprägt werden um so einen flächenvariablen Zwangsmischer zu modellieren. In der Anwendung wird jedoch die Bypassfläche (A_{163}) modifiziert und die Kernstromfläche (A_{63}) über die Vorgabe berechnet, dass die Gesamtmischerfläche (A_{64}) konstant bleiben soll. Somit wird ein variabler Ring bzw. variable Mischerblüten simuliert.

$$A_{64} = A_{163} + A_{63} \quad (15)$$

$$A_{163} = A_{Design_{163}} \cdot (1 + s_{163}) \quad (16)$$

$$A_{63} = A_{Design_{63}} \cdot (1 + s_{63}) \quad (17)$$

Die Vermischung des kalten Nebenstroms mit dem heißen Kernstrom erfolgt bei der Modellierung am Mischeraustritt (Ebene 64). Zunächst wird eine vollständige Mischung der beiden Teilströme über die Massen- und Energieerhaltung berechnet:

$$\dot{m}_{64} = \dot{m}_{163} + \dot{m}_{63} \quad (18)$$

$$\dot{m}_{64} \cdot h_{t_{64}} = \dot{m}_{163} \cdot h_{t_{163}} + \dot{m}_{63} \cdot h_{t_{63}} \quad (19)$$

Die spezifischen Enthalpien werden dabei über Tabellen ermittelt, in denen die Gaseigenschaften als Funktion der Temperatur, des Brennstoffluftverhältnisses FAR und des Wassergehalts WAR abgelegt sind. Diese werden zuvor mittels der frei verfügbaren Bibliothek „Cantera“ zur Lösung der Reaktionskinetik berechnet [47].

$$h_t = f(T, FAR, WAR) \quad (20)$$

Da in der Praxis eine vollständige Mischung der beiden Teilströme nicht zu realisieren ist, ohne größere Mischungsverluste in Kauf zu nehmen – die die Gewinne durch die Vermischung aufzehren können [48] – wird in der Syntheserechnung ein Mischerwirkungsgrad eingeführt, mit dem die Güte der Vermischung durch den erreichten Anteil des theoretischen Schubgewinns bei einer vollständigen Vermischung definiert wird.

$$\eta_{mix} = \frac{F_G - F_{G_{ungemischt}}}{F_{G_{voll gemischt}} - F_{G_{ungemischt}}} \quad (21)$$

¹⁵ Triebwerksmatching-Prozess

Hierbei wird der ungemischte Bruttoschub $F_{G_{ungemischt}}$ mit den Teilschüben berechnet, die sich durch eine fiktive Expansion des Kalt- und des Heißgasstroms durch separate Düsen ergeben würden:

$$F_{G_{ungemischt}} = F_{G_{Kern}} + F_{G_{Bypass}} \quad (22)$$

2.3.4 Flächenvariable Schubdüse

Im Schubdüsenmodell von GTlab wird eine isentrope Expansion vom Düseneintrittsdruck auf den statischen Umgebungsdruck berechnet. Da im realen Triebwerk die Strömung in der Düse nicht völlig angepasst und reibungsfrei ist, werden in der Leistungsrechnung die Verluste in Form von dimensionslosen Düsenkoeffizienten berücksichtigt. In der Literatur (z. B. [41], [49]) finden sich eine Vielzahl an Koeffizienten, die die Verluste in der Schubdüse je nach Detaillierungsgrad isoliert oder zusammengefasst modellieren. In GTlab werden die Düsenverluste in zwei dimensionslosen Koeffizienten zusammengefasst modelliert, die wie folgt definiert sind:

$$C_V = \frac{F_B}{F_{B_{ideal}}} \quad (23)$$

$$C_D = \frac{\dot{m}_9}{\dot{m}_{9_{ideal}}} \quad (24)$$

Im Bruttoschubkoeffizient C_V werden Schubverluste aufgrund folgender Effekte berücksichtigt [41]:

- Impulsverluste infolge von Leckagen im Abgassystem
- Verluste aufgrund von nichtaxialer Abströmung
- Viskose Verluste aufgrund der Wandreibung
- Impulsverluste infolge einer nicht-idealen Expansion

Der Durchsatzkoeffizient C_D berücksichtigt den tatsächlich vorhandenen, verlustbehafteten Massenstrom in der Düsenaustrittsfläche gegenüber einem idealen Durchsatz bei einer isentropen Strömung. Wie Gleichung (25) zeigt, ist der Durchsatzkoeffizient nach der obigen Definition gleich dem Verhältnis einer effektiven Düsenaustrittsfläche infolge der Strömungseinschnürung durch die Wandgrenzschicht zu der tatsächlich vorhanden geometrischen Fläche (siehe Abbildung 13 links).

$$C_D = \frac{\dot{m}_9}{\dot{m}_{9_{ideal}}} = \frac{A_{eff}}{A_{geo}} \quad (25)$$

Der Durchsatzkoeffizient hängt maßgeblich von der Beschaffenheit der Düse, dem Querschnittsverlauf des Düsenkanals und der Wandrauhigkeit ab. Im Betrieb kann der Koeffizient als Funktion des Düsendruckverhältniss $\pi_D = \frac{p_9}{p_{9s}}$ dargestellt werden. In zahlreichen einschlägigen Veröffentlichungen (z. B. [41], [49]) wird jedoch für ein überkritisches Druckverhältnis ein konstanter Durchsatzkoeffizient vorhergesagt. Bei einer Geometrieänderung der Düsenaustrittsfläche muss der Durchsatzkoeffizient über einen zusätzlichen Parameter aufgetragen werden. Das Diagramm in Abbildung 13 rechts zeigt die Kurvenscharen des Durchsatzkoeffizienten in Abhängigkeit eines repräsentativen Düsenwinkels α_D . Durch diesen Ansatz wird der Einfluss der Grenzschichtänderung bei einer Geometrieänderung der Düse berücksichtigt.

In GTlab wird das Schubdüsenmodell, wie die meisten anderen Module der Hauptkomponenten, in zwei verschiedene Subroutinen – zur Bestimmung des Design- und des Off-Design-Verhaltens – unterteilt. In der Design-Routine kann optional ein konstanter Düsenkoeffizient für erste einfache Studien vorgegeben werden, oder der repräsentative Düsenwinkel, mit dem über ein Kennfeld der Durchsatzkoeffizient bestimmt wird.

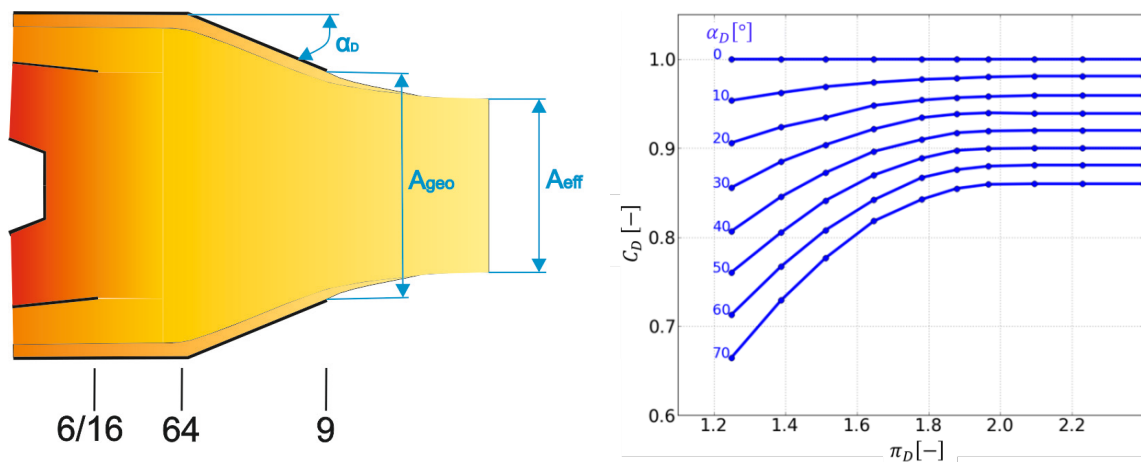


Abbildung 13: Effektive Düsenaustrittsfläche infolge der Strömungseinschnürung durch die Wandgrenzschicht (links) und Durchsatzkoeffizient in Abhängigkeit eines repräsentativen Düsenwinkels α_D und des Düsendruckverhältnisses π_D (rechts)

Zusätzlich kann ein Totaldruckabfall aufgrund der viskosen Verluste im Düsen-Strahlrohr über eine Verlustziffer ζ_D nach Gleichung (13) und (14) berücksichtigt werden, in dem auch der Druckverlust infolge der Strahlvermischung implementiert wird.

Die Geometrieänderung im Off-Design wird über einen Skalierungsfaktor s_D auf die geometrische Düsenaustrittsfläche in der nachfolgend dargestellten Form modelliert:

$$A_{9_{geo}} = s_D \cdot A_{9_{geoDesign}} \quad (26)$$

Für die thermodynamische Kreisprozessrechnung ist die effektive Fläche ausschlaggebend. Eine modifizierte geometrische Fläche führt bei einer konstanten Düsen Eintrittsfläche und Düsenlänge zu einer Veränderung des Düsenwinkels α_D . Damit kann über das Düsenkennfeld der Einfluss der Grenzschicht bei der Geometrieänderung berücksichtigt werden.

2.3.5 Teillastverhalten der Brennkammer

Ein Gütekriterium für eine Brennkammer ist der Ausbrenngrad, der die Vollständigkeit des Ausbrands angibt. Die Definition erfolgt durch das Verhältnis der in der Brennkammer tatsächlich zugeführte Wärmeenergie zu der im Brennstoff ideal enthaltenen Wärmemenge [50]:

$$\eta_B = \frac{\dot{Q}_{zu}}{\dot{Q}_{Br}} = \frac{\rho \cdot A_F \cdot v_t \cdot c_p \cdot \Delta T}{q \cdot \dot{m} \cdot H_i} \quad (27)$$

Unter der Annahme, dass die Flammenfläche A_F proportional zur Brennkammer-Referenzfläche A_{ref} ist und die laminare Brennergeschwindigkeit sowie die turbulente Intensität in Beziehung zum Druckverlustfaktor stehen, lässt sich diese Gleichung auf folgende Beziehung überführen:

$$\eta_B = \left[\frac{p_3 \cdot A_{ref} \cdot (p_3 \cdot D_{ref})^m \cdot e^{\frac{T_3}{b}}}{\dot{m}_{Gas}} \right] \cdot \sqrt{\left(\frac{\Delta p}{q_{ref}} \right)^m} \quad (28)$$

Dabei stellen T_3 und p_3 die Temperatur und den Druck am Brennkammereintritt dar. Eine ausführliche Herleitung findet sich in [50].

In [51] haben Lefebvre und Halls an verschiedenen Brennkammern gezeigt, dass die aus Tests gewonnen Daten mit dem Ausbrenngrad sehr zufriedenstellend korrelieren für $m = 0,75$ und $b = 300$. Unter der Annahme, dass sich der zur Turbulenzerzeugung benötigte Druckverlustanteil Δp , bezogen auf den dynamischen Druck der Brennzonenströmung q_{ref} , in Abhängigkeit von der Brennkammergeometrie nur wenig verändert und damit vernachlässigt werden kann [26], führt dies zum Ausdruck des aerodynamischen Belastungsparameters θ_B .

$$\eta_B = f(\theta) = f\left(\frac{p_3^{1,75} \cdot V_B \cdot e^{\frac{T_3}{300}}}{\dot{m}_{Gas}}\right) \quad (29)$$

Hierbei stellt V_B das Volumen der Brennkammer dar. Der funktionale Zusammenhang zwischen dem Ausbrand und dem Belastungsparameter wird nach [26] durch die Gleichung (30)

$$\eta_B = 1 - 10^{a+b \cdot \log\left(\frac{\theta}{\theta_{Design}}\right)} \quad (30)$$

mit $a = \log(1 - \eta_{B_{Design}})$ modelliert. Der Parameter b ist eine Teillastkonstante, die von der Brennkammertechnologie abhängt und die ein Maß für den Abfall des Design-Ausbrands im Teillastbereich ist.

Für existierende Fluggasturbinen lässt sich der Ausbrand aus den Emissionen im Abgas, genauer aus dem Energiegehalt der CO- und UHC-Anteile, bestimmen. Bezogen auf den Emissionsindex EI in $\frac{g}{kg}$ lässt sich schreiben:

$$\eta_B = 100 - \frac{EI_{CO} \cdot Hu_{CO} + EI_{UHC} \cdot Hu_{UHC}}{10 \cdot H_{i_{fuel}}} \quad [\%] \quad (31)$$

Für typische Heizwerte H_i für unverbrannte Kohlenwasserstoffe UHC , Kohlenmonoxid CO und für den Brennstoff kann der Ausbrenngrad durch die Gleichung

$$\eta_B = 100 - 0,1 \cdot EI_{UHC} - 0,02334 \cdot EI_{CO} \quad [\%] \quad (32)$$

angenähert werden [52]. Mit den Werten der von der ICAO veröffentlichten Emissionsdatenbank [1] lässt sich durch diese Gleichung der Ausbrenngrad für vier Betriebspunkte von Volllast bis in den tiefen Teillastbereich bestimmen und somit für verschiedene Triebwerksgenerationen auf die Parameter a und b in Gleichung (30) schließen.

2.3.6 Kühlluftmengenmodell

Grundlage für die näherungsweise Berechnung der Kühlluftmengenanteile ψ_K in den Turbinenschaufelreihen ist die in [53] hergeleitete Methodik. Hierbei wird die benötigte Kühlluftmenge \dot{m}_K auf den heißen Hauptmassenstrom \dot{m}_{HG} bezogen:

$$\psi_K = \frac{\dot{m}_K}{\dot{m}_{HG}} \quad (33)$$

Berücksichtigt werden in der Modellierung

- die rein konvektive Kühlung, bei der kalte Luft durch Kühlluftkanäle in den Turbinenschaufeln geleitet wird und damit die Schaufelwände einer höheren Temperatur ausgesetzt werden können, sowie

- die Filmkühlung, bei der zusätzlich durch Bohrungen auf der Schaufeloberfläche die kalte Luft aus den Kühlluftkanälen in der Schaufel geblasen wird, damit sich ein schützender Kühlfilm auf der Schaufeloberfläche bildet.

Die Güte der Kühlung wird dabei durch die folgenden zwei Parameter definiert:

1) Kühlungswirkungsgrad

$$\eta_K = \frac{T_{KG_S} - T_{KG_V}}{T_M - T_{KG_V}} \quad (34)$$

mit T_{KG_S} , der Austrittstemperatur der Kühlluft aus der Schaufel, T_{KG_S} , der Kühllufttemperatur aus dem Verdichter und T_M , der zulässigen Metalltemperatur der Schaufeln.

2) Adiabate Filmkühlungseffektivität

$$\varepsilon_F = \frac{T_{HG} - T_{ad}}{T_{HG} - T_{KG_S}} \quad (35)$$

mit T_{HG} , der Heißgas-Temperatur und T_{ad} , der adiabaten Wandtemperatur.

Definiert man eine zusammengefasste Schaufelkühlungseffektivität mit

$$\varepsilon_0 = \frac{T_{HG} - T_M}{T_{HG} - T_{KG_V}} \quad (36)$$

dann lässt sich durch eine Wärmebilanz zwischen Schaufel und Heißgas die Gleichung (33) bei einer rein konvektiven Kühlung überführen in:

$$\psi_K = S_f \cdot C \cdot \frac{\varepsilon_0}{\eta_K \cdot (1 - \varepsilon_0)} \quad (37)$$

Mit einer zusätzlichen Filmkühlung kann der benötigte Kühlluftmengenanteil berechnet werden durch:

$$\psi_K = S_f \cdot C \cdot \frac{\varepsilon_0 - (1 - \eta_K) \cdot \varepsilon_F - \varepsilon_0 \cdot \varepsilon_F \cdot \eta_K}{\eta_K \cdot (1 - \varepsilon_0)} \quad (38)$$

Dabei werden die benetzte Geometrie und die Eigenschaften des Schaufelmaterials in den beiden Gleichungen (37) und (38) berücksichtigt durch die Konstante

$$C = \frac{c_{p_{HG}}}{c_{p_{KG}}} \cdot \frac{A_S}{A_Q} \cdot St \quad (39)$$

mit der spezifischen Wärmekapazität c_p , der benetzten Schaufeloberfläche A_S , der Kanalquerschnittsfläche A_Q und der bei Wärmeübertragung mittels einer Strömung zu

beachtenden dimensionslosen Stanton Zahl St . S_f ist ein Sicherheitsfaktor, um Reserven bei der Auslegung zu berücksichtigen.

Heutzutage wird bei thermisch hochbelasteten Schaufeln neben der konvektiven Kühlung und der Filmkühlung zusätzlich eine dünne Schutzbeschichtung aus Keramik auf das Schaufelprofil aufgebracht (engl. Thermal Barrier Coating, TBC), die bei der Festlegung der maximalen Oberflächentemperatur der Schaufel berücksichtigt wird.

Für die Kreisprozessauslegung der in dieser Arbeit untersuchten Triebwerkskonzepte wurden typische Annahmen für Fluggasturbinen ([41], [53], [54]) getroffen.

Im Gegensatz zu stationären Gasturbinen, bei der die maximale zulässige Temperatur bei Dauerbelastung ausschlaggebend ist, liegt die Turbineneintrittstemperatur bei Fluggasturbinen etwas höher, da diese nur im Notfall und nur für sehr kurze Zeit angefahren werden soll. Hinzu kommen bei Fluggasturbinen kürzere Wartungsintervalle, die eine etwas höhere mittlere Maximaltemperatur zulassen.

Die Kühlluftmenge wurde ausgelegt für eine maximal zulässige Oberflächentemperatur der Schaufel von 1250K [41]. Eine Zusammenfassung der angenommenen Parameter zur Bestimmung der Kühlluftmenge findet sich in Tabelle 4.

Parameter	Annahmen
C	0,03
S_f	1,5
η_K	0,7
ε_F	0,4

Tabelle 4: Annahmen für das Kühlluftmengenmodell

3 Potenzialabschätzung von VCE-Konzepten

In diesem Abschnitt wird der Einfluss der geometrisch variablen Triebwerkskomponenten auf den thermodynamischen Kreisprozess analysiert. Anschließend wird das Potenzial dieser Variabilitäten zur gezielten Beeinflussung des Off-Designverhaltens sowie zur Steigerung der Triebwerksperformance herausgearbeitet.

Hierzu werden zwei generische Anwendungsfälle betrachtet:

1. Ein Triebwerkskonzept für eine agile und hoch gepfeilte UAV-Konfiguration
2. Ein Antriebskonzept für ein Geschäftsreiseflugzeug

Für den ersten Anwendungsfall werden zunächst die besonderen Anforderungen an den Antrieb beschrieben und die berücksichtigten Restriktionen bei der Kreisprozessauslegung hervorgehoben. Für beide Anwendungsfälle wird dann mittels einer Mehrkriterienoptimierung jeweils ein konventionelles gemischtes Turbofantriebwerk ohne geometrisch variable Komponenten ausgelegt, das für die Analysen als Referenzkreisprozess dient. Die Einflüsse der einzelnen Variabilitäten zur spezifischen Beeinflussung des Kreisprozesses in unterschiedlichen Off-Designbetriebspunkten werden am Antriebskonzept für die UAV-Konfiguration detailliert analysiert. Anschließend erfolgt die Kreisprozessauslegung jeweils eines „Variable Cycle Engine“ – Konzepts für beide Anwendungen. Anhand von generischen Flugpolaren werden die benötigten Schubvorgaben in den relevanten Betriebspunkten bestimmt. Schließlich wird das Potenzial der einzelnen Konzepte zur Senkung des Treibstoffverbrauchs auf einer Mission durch Flugleistungsrechnungen ermittelt.

3.1 Triebwerkskonzept für eine agile und hoch gepfeilte UAV-Flugzeugkonfiguration

3.1.1 Anforderungen an das Triebwerk

UCAVs sind die neuste Entwicklung von unbemannten, sehr agilen Flugzeugkonfiguration mit einer hoch gepfeilten Formgebung, die begründet ist durch die operationellen Anforderungen an ein solches Fluggerät. Die treibenden Parameter für die Auslegung der Konfigurationen sind die Signatureigenschaften, das Flugleistungsvermögen sowie die Durchsetzungs- und Überlebensfähigkeit. Typische

Grundrissformen sind Delta-, Drachen- oder Lambdaflügelkonfigurationen ohne Seitenleitwerk, um die Radarsignatureigenschaften zu begünstigen.

Die wesentlichen Anforderungen an eine solche Flugzeugkonfiguration sind daher

- hohe „Stealth“-Eigenschaften, d. h. eine möglichst geringe Radar- und Infrarotsignatur;
- die Fähigkeit schnelle Tiefflüge, bei hohen Unterschall-Machzahlen zu bewerkstelligen;
- eine große Missionsreichweite;
- eine möglichst lange Verweildauer im Missionsgebiet (Loiter) zur Aufklärung und Überwachung.

Diese Anforderungen verlangen vom Antriebssystem

- einen geringen spezifischen Brennstoffverbrauch, um die Reichweite und Verweildauer zu erhöhen;
- eine hohe Leistungsdichte (Schub zu Gewichtsverhältnis) für eine hohe Abflugmasse, eine hohe Agilität im Manöverfall und um schnelle Tiefflüge zu ermöglichen;
- eine permanent große Wellenleistungsabgabe zur Versorgung der elektrischen Systeme im Fluggerät;
- einen möglichst geringen Triebwerksdurchmesser, um den Flugkörper sehr flach auszuführen und damit die Radarsignatur zu minimieren;
- ein hohes Bypassverhältnis zur Brennstoffeinsparung, zur Kühlung des Abgasstrahls und um eine Aufheizung des Flugkörpers zu vermeiden, was die Infrarotsignatur und damit die Tarnfähigkeit begünstigt;
- eine hohe Zuverlässigkeit und ein wartungs- und instandhaltungsarmes Konzept, um die Einsatzfähigkeit zu verbessern.

Diese Kriterien zusammengetragen ergeben ein Anforderungsfeld wie in Abbildung 14 dargestellt. Die teilweise gegensätzlichen Anforderungen führen bei der Kreisprozessauslegung zu Zielkonflikten. Es ist nicht möglich, sämtliche Forderungen mit einem einzigen Triebwerkskonzept optimal zu erfüllen.

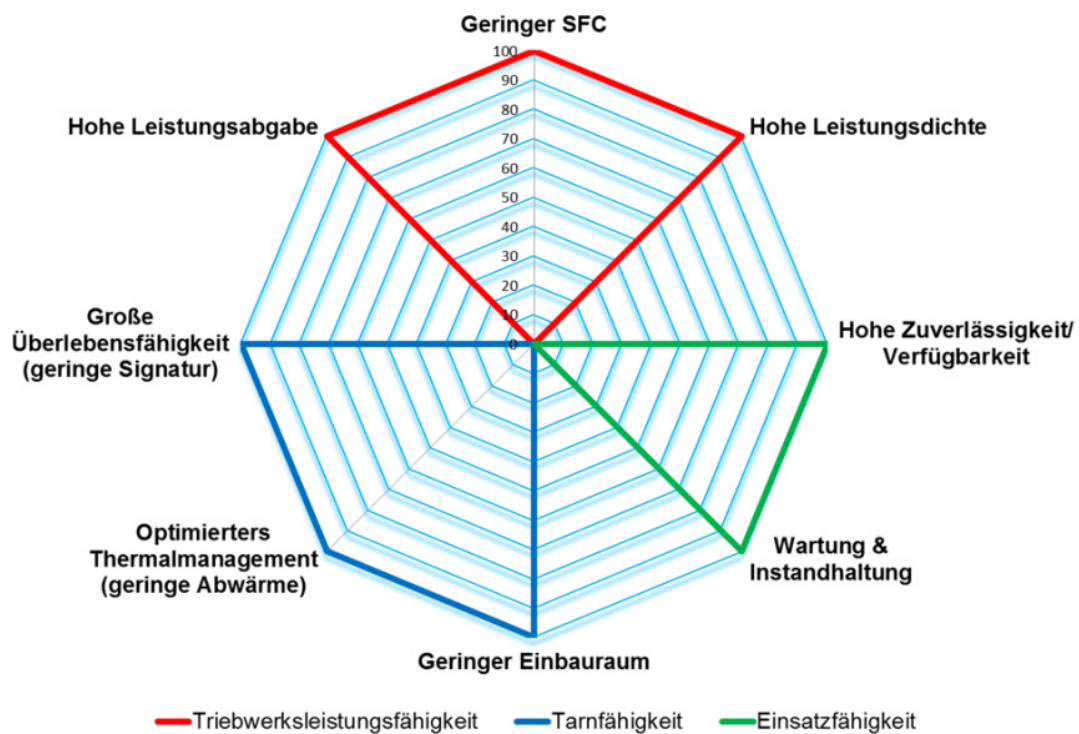


Abbildung 14: Anforderungen an das Antriebssystem für ein UCAV

Die Herausforderung bei der Kreisprozessauslegung besteht nun darin, den besten Kompromiss für dieses Anforderungsfeld zu finden.

Das Triebwerk eines UCAVs wird in der Regel im Rumpf integriert, indem der Triebwerkseinlauf und die Schubdüse mit einem S-Schlag versehen sind, um so die Tarnfähigkeit des Fluggeräts zu erhöhen. Mit einem gekrümmten Einlauf wird die direkte Sicht auf den rotierenden Fan vermieden, damit die Radarsignatur begünstigt, und somit sowohl die Detektionswahrscheinlichkeit von vorne gesenkt als auch die Identifikation des Fluggeräts vermieden. Mit einem S-Schlag in der Düse wird die IR-Signatur von hinten begünstigt, da dadurch die direkte Sicht auf den heißen Triebwerkskern erschwert und im Idealfall vermieden wird.

In Tabelle 5 sind die für die Kreisprozessauslegung relevanten und kritischen Betriebsphasen mit den Anforderungen und den limitierenden Parametern zusammengefasst.

Betriebspunkt	Kritischer Kreisprozessparameter	Triebwerksforderung	Flugkörperforderung
Reiseflug (CR)	BPR	niedriger SFC	Missionsreichweite
Hot day take off end of runway (EOR)	$T_4, T_3,$ \dot{m}_{Kern}	hoher F_{spz}	Schub- Gewichtsverhältnis, Bauraum
Maximum Climb (MCL)	\dot{m}_{2corr}	hohe Steigrate	Fandurchmesser
Manöver	T_4	hoher F_{spz}	Agilität
Marschflug in niedriger Höhe (INGRESS)	Teillastverhalten der Komponenten	niedriger SFC	Missionsreichweite
Sprint in niedriger Höhe (DASH)	T_3 bzw. OPR	hoher F_{spz}	Fähigkeit zum schnellen Tiefflug
Überwachen (LOITER)	Pumpgrenzabstand der Verdichter	niedriger SFC	Durchhaltevermögen

Tabelle 5: Kritische Betriebsphasen und Parameter mit besonderer Relevanz bei der Kreisprozessauslegung

3.1.2 Definition der Randbedingungen und Annahmen zum Technologielevel

Um die Triebwerksleistungsfähigkeit zu verbessern sind Technologien zur Erhöhung der Turbineneintrittstemperatur und des Gesamtdruckverhältnisses fundamental, da beide Parameter die Effizienz und das Leistungsvermögen des Kerntriebwerks beeinflussen. Die Turbineneintrittstemperatur, die den thermischen Energieeintrag ins Arbeitsfluid bestimmt, wird bei der Kreisprozessauslegung limitiert durch das Kühlluftmodell (siehe 2.3.6) bei Vorgabe einer zulässigen maximalen Schaufeloberflächentemperatur von 1250K [41]¹⁶. Das Gesamtdruckverhältnis ist entscheidend für die thermische Energieumwandlung und damit für den thermischen Wirkungsgrad des Gasgenerators. In der Kreisprozessrechnung wird das Gesamtdruckverhältnis limitiert durch die Annahme einer maximalen

¹⁶ Bei der Temperaturannahme wird eine dünne Schutzbeschichtung aus Keramik auf der Schaufel angenommen (engl. Thermal Barrier Coating, TBC)

Verdichteraustrittstemperatur von 950K, was in etwa den heutigen Stand der Technik widerspiegelt [54].

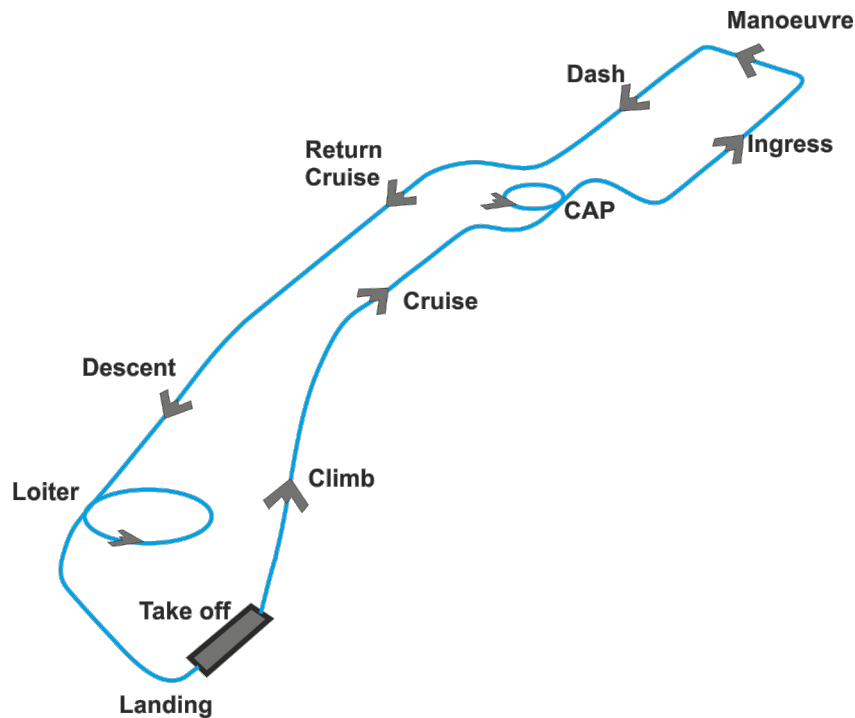


Abbildung 15: Generische Auslegungsmission für die UAV-Konfiguration

Bei der Festlegung der optimalen Designparameter werden fünf Betriebspunkte aus einer generischen UCAV Mission (siehe Abbildung 15) berücksichtigt:

- 1) **Cruise (CR)**: Die Missionsreichweite ist von besonderer Bedeutung bei einem UCAV, daher wird bei der Optimierung des Referenztriebwerks ein minimaler spezifischer Treibstoffverbrauch im Reiseflug als Zielfunktion gesetzt.
- 2) **Hot Day Take off End of Runway (EOR)**: Für die Auslegung des Kühlluftsystems und die Festlegung der Kühlluftmengen ist der Start an einem heißen Tag bei einer Machzahl kurz nach dem Abheben relevant. In diesem Betriebspunkt wird die maximale Kreisprozesstemperatur am Brennkammeraustritt definiert.
- 3) **Maximum Climb (MCL)**: Der aerodynamische Auslegungspunkt ist der Betriebszustand, bei dem die gerade noch vorgeschriebene minimale Steigrate in der Höhe erreicht wird. Hier herrschen die größten aerodynamischen Drehzahlen und reduzierten Massenströme in den Turbokomponenten. Bei einer vorgegebenen maximal verträglichen Faneintrittsmachzahl wird in diesen Zustand der Fandurchmesser definiert, der den reduzierten Massenstrom im Fan limitiert.
- 4) **DASH**: Der schnelle und bodennahe Tiefflug (Dash) ist von besonderem Interesse für die Überlebensfähigkeit des Fluggeräts. Mit dieser Fähigkeit wird

das schnelle Eindringen ins Zielgebiet und das Unterfliegen von Radarstationen gewährleistet. Bei der Auslegung wird berücksichtigt, dass dieser schubkritische Betriebspunkt angefahren werden kann ohne die thermischen, aerodynamischen und mechanischen Grenzen des Triebwerks zu überschreiten.

- 5) **LOITER:** Beim Überwachen und Aufklären eines Gebietes kommt es darauf an, möglichst sehr lange und langsam in der Luft zu bleiben. Bei diesem SFC-kritischen tiefen Teillastpunkt muss darauf geachtet werden, dass die Stabilitätsgrenzen der Verdichter nicht verletzt werden. Hier wird unterschieden zwischen den Fliegen von Warteschleifen in größer Höhe **HAL** (High Altitude Loiter), in mittlerer Höhe **CAP** (Combat Air Patrol) und dem „loitern“ in niedriger Höhe **LAL** (Low Altitude Loiter)

In Tabelle 6 sind die fünf Betriebspunkte, die bei der Optimierung der Designparameter verwendet wurden, genauer spezifiziert.

Betriebspunkt	Flug- machzahl [-]	Flughöhe [m]	ΔT_{ISA} [K]	$\frac{F_N}{F_{N_{TO}}}$ [-]
EOR	0,25	0	25	1
CR (MDP)	0,8	11000	0	0,2
MCL (ADP)	0,8	11000	0	0,25
DASH	0,9	300	25	0,6
CAP	0,5	5000	0	0,17

Tabelle 6: Spezifikation der Betriebspunkte für die Kreisprozessauslegung

In Tabelle 7 sind die Annahmen zum Technologielevel der Komponenten zusammengefasst.

Triebwerkskomponente	Designwerte
Isentroper Wirkungsgrad [-]	
Fan Core	0,9
Fan Bypass	0,85
HDV	0,865
HDT	0,85
NDT	0,89
Druckverlustbeiwert [-]	
Einlauf	0,96
Brennkammer	0,94
Bypasskanal	0,98
Mischer	0,98
Düse	0,96
Komponentenwirkungsgrade [-]	
Brennkammer	0,95
Niederdruckwelle	0,99
Hochdruckwelle	0,99
Mischer	0,7
Sonstige Randbedingungen	
Fandurchmesser	1,0 m
Schaufelmaterialtemperatur	1250 K
Verdichteraustrittstemperatur	950 K

Tabelle 7: Annahmen zum Technologielevel bei der Kreisprozessauslegung

3.1.3 Designpunktspezifikation und -optimierung

Der erste Schritt bei der Triebwerksmodellierung durch Leistungssynthese besteht darin, den Auslegungspunkt des Kreisprozesses zu bestimmen, in dem die Designparameter festgelegt werden. Die ist eine Optimierungsaufgabe, die durch zwei Vorgehensweisen angegangen werden kann. Bei einer überschaubaren Anzahl an Variablen können die optimalen Designparameter direkt bestimmt werden durch eine Parametervariation, die über Kurvenscharen oder Konturplots ausgewertet wird. Die Anzahl der Parametervariationen steigen jedoch mit jeder Variable exponentiell an, daher ist es bei einer Fülle an Designvariablen und insbesondere bei mehr als nur einer Zielfunktion zielführender, einen numerischen Algorithmus zur Hilfe zunehmen.

Eine kommerziell verfügbare Software zur Analyse und Optimierung von beliebigen Prozessketten oder Problemstellungen stellt das Programm ModelCenter™ der Firma Phoenix Integration dar [55].

ModelCenter bietet drei wesentliche Vorteile:

- 1) Die einfache Integration von beliebigen Programmen, die eine textbasierende Input-Datei benötigen und eine ASCII-Datei als Output liefern, ohne einen Eingriff in den Programmcode vorzunehmen.
- 2) Die einfache und durch eine GUI übersichtliche Anbindung und Nutzung von verschiedenen Optimierungsalgorithmen und Analysewerkzeuge, die in ModelCenter zur Lösung einer Problemstellung zur Verfügung stehen.
- 3) Durch das verknüpfte Modul „Analysis Server“ können verfügbare Programme auf unterschiedlichen Servern in die ModelCenter GUI eingebunden werden und somit verschiedene Disziplinen integriert und miteinander verknüpft werden.

Für die Optimierungsaufgaben wurde das Leistungssyntheseprogramm GTlab in die Programmumgebung von ModelCenter integriert. Die in ModelCenter verfügbaren Optimierungsalgorithmen und Analysewerkzeuge wurden genutzt, um die optimalen Kreisprozessparameter im Designpunkt zu bestimmen (Abbildung 16).

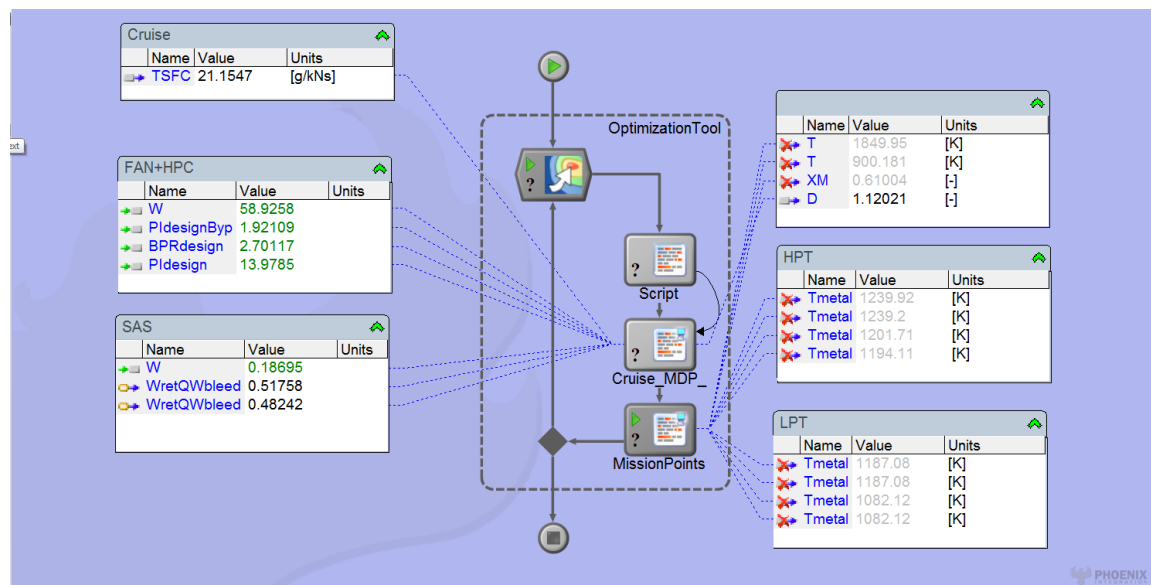


Abbildung 16: ModelCenter-Optimierungskette zur Festlegung der Designparameter

Die freien Auslegungsvariablen bei der Designpunktoptimierung, der Variationsbereich und die errechneten optimalen Designwerte sind in Tabelle 8 aufgelistet.

Designvariable	Untere Grenze	Obere Grenze	Optimale Designwerte
\dot{m}_2 [kg/s]	40	70	49,89
BPR [–]	1,5	4	2,02
Π_{Fan} [–]	1,5	2,6	2,04
Π_{HDV} [–]	10	17	15,73
$WQW_{cool_{HDT}}$ [–]	0,1	0,8	0,1589

Tabelle 8: Freie Auslegungsvariablen und Variationsbereich bei der Designpunktoptimierung

In den Abbildungen 17, 18 und 19 ist das Ergebnis der Optimierungsrechnung in Konturplots dargestellt. Wie zu sehen ist, handelt es sich bei den optimalen Designparametern (Designpunkt – DP) um Randoptima, da der minimale spezifische Brennstoffverbrauch im Betriebspunkt CR begrenzt wird durch die maximale zulässige Schaufeltemperatur in der Turbine im Betriebspunkt EOR und der maximalen Verdichteraustrittstemperatur im Betriebspunkt DASH, die beide den thermischen Wirkungsgrad begrenzen, sowie dem maximalen Fandurchmesser, der den Massenstrom und damit den Vortriebswirkungsgrad limitiert.

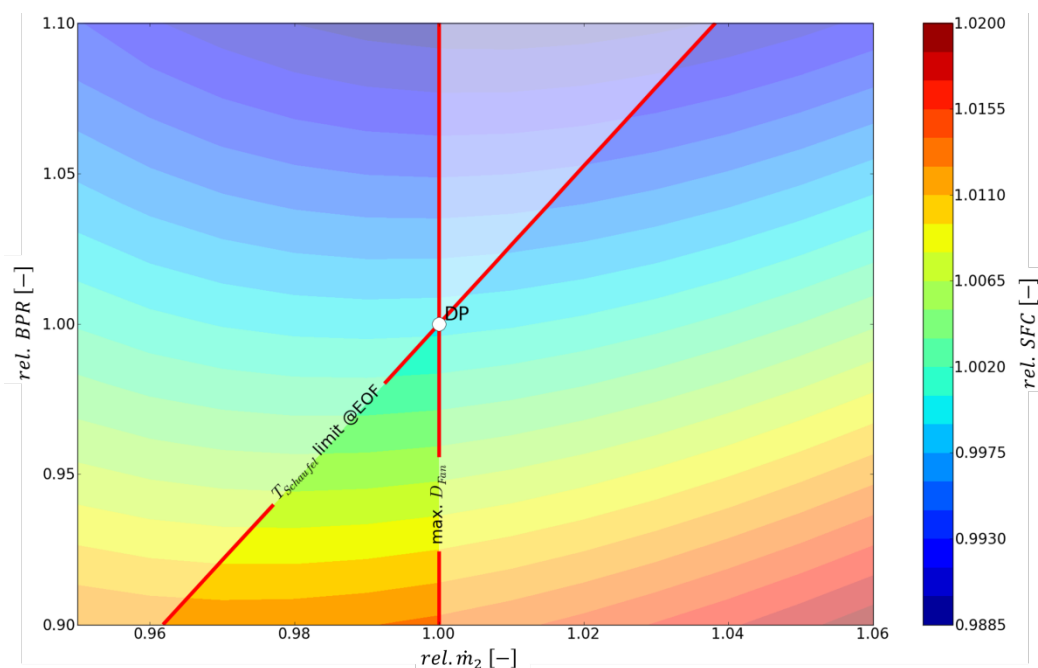


Abbildung 17: Konturplot – Limitierung des Nebenstromverhältnisses BPR und des Massenstroms \dot{m}_2 durch die maximal zulässige Schaufeltemperatur $T_{Schaufel}$ in der Turbine und den maximalen Fandurchmesser D_{Fan}

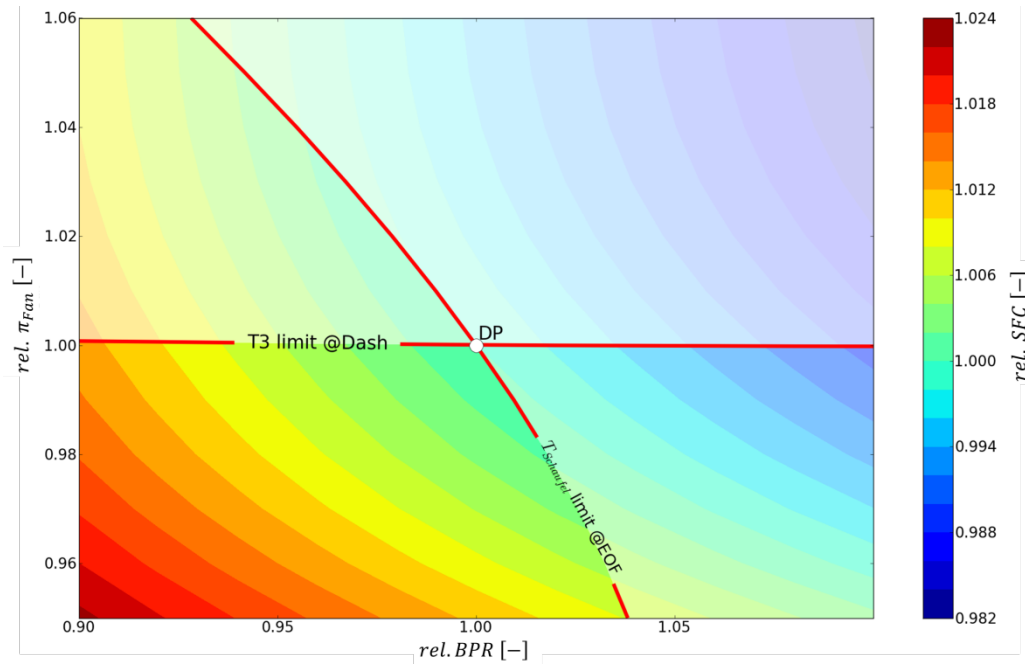


Abbildung 18: Konturplot – Limitierung des Fandruckverhältnisses π_{Fan} und des Nebenstromverhältnisses BPR durch die maximal zulässige Verdichteraustrittstemperatur T_3 und die maximal zulässige Schaufeltemperatur $T_{Schaufel}$ in der Turbine

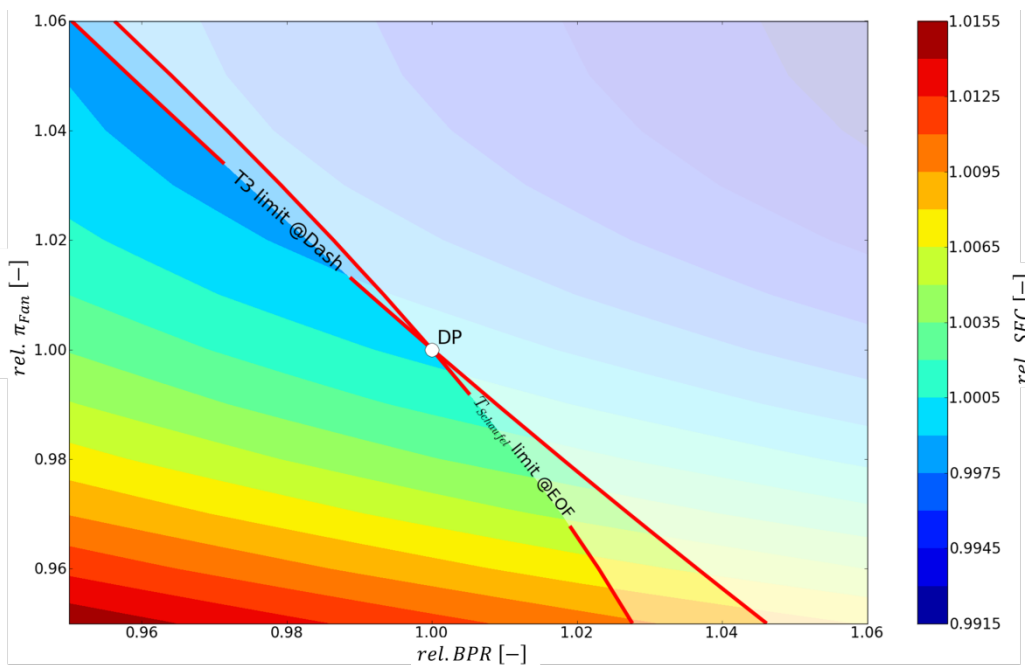


Abbildung 19: Konturplot – Limitierung des Fandruckverhältnisses π_{Fan} und des HD – Verdichterdruckverhältnisses π_{HDV} durch die maximal zulässige Verdichteraustrittstemperatur T_3 und die maximal zulässige Schaufeltemperatur $T_{Schaufel}$ in der Turbine

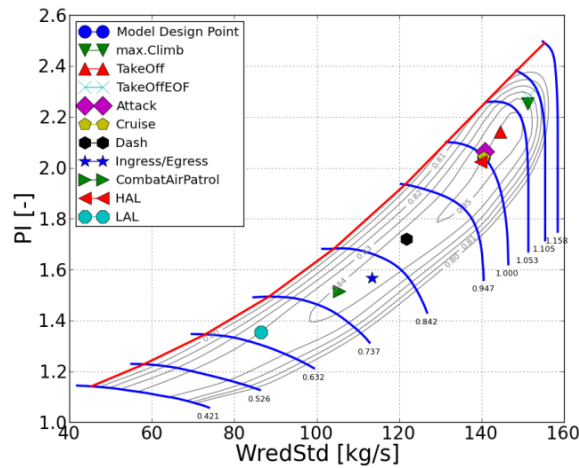


Abbildung 20: Lage der kritischen Betriebspunkte im Fankennfeld

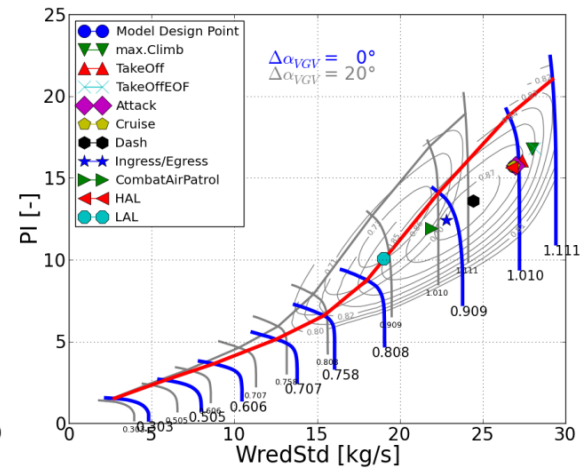


Abbildung 21: Lage der kritischen Betriebspunkte im HDV-Kennfeld

Abbildung 20 und 21 zeigen die Lage der kritischen Betriebspunkte in den Verdichterkennfeldern. Wie im Kennfeld des Hochdruckverdichters (Abbildung 21) zu sehen kann der stationäre tiefe Teillastpunkt LAL ohne eine Geometrieänderung im Verdichter nicht betrieben werden. Durch das Schließen der Leitschaufeln um einen repräsentativen Anstellwinkel von $\Delta\alpha_{VGV} = 20^\circ$ ändert sich die Verdichtercharakteristik (graues Kennfeld Abbildung 21), so dass der Teillastpunkt LAL in dem stabilen Arbeitsbereich liegt und angefahren werden kann.

3.1.4 Auswirkungen der Einzelvariabilitäten auf den Kreisprozess

Um die Kausalitäten zwischen den einzelnen thermodynamischen Größen zu analysieren und das Komponenten-„Matching“ bei einer Geometrieänderung zu verstehen, wurden zunächst durch Parameterstudien die Einflüsse der einzelnen Variabilitäten untersucht. Hierzu wurden an verschiedenen Betriebspunkten – bei Volllast, im mittleren und im tiefen Teillastbereich – die Geometrie der einzelnen verstellbaren Komponenten modifiziert und die Einflüsse auf die Kreisprozessparameter erfasst. Zum allgemeinen Verständnis erfolgt zunächst die Definition charakteristischer Gütekennwerte eines Kreisprozesses.

Die Güte der Energieumsetzung im Triebwerk kann bekannterweise durch die folgenden Wirkungsgrade ausgedrückt werden:

- thermischer Wirkungsgrad (innerer Wirkungsgrad)
- Vortriebswirkungsgrad (äußerer Wirkungsgrad)
- Gesamtwirkungsgrad

Thermischer Wirkungsgrad

Der thermische Wirkungsgrad ist ein Maß für die Umsetzung von Wärme zu der nach außen abgegebenen Nutzarbeit und definiert als das Verhältnis von Strahlleistung zu der mit dem Brennstoff zugeführten Wärmeleistung:

$$\eta_{th} = \frac{P_N}{\dot{Q}_B} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \dot{m}_9 \cdot v_{9id}^2 - \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_0 \cdot v_0^2}{\dot{m}_B \cdot H_i} \quad (40)$$

Geht man von idealen Zustandsänderungen des Arbeitsfluides aus und nimmt die folgenden Vereinfachungen an:

- isentrope Kompression und Expansion,
- ideal isobare Verbrennung ($p_3 = p_4$),
- keine Reibungsverluste im Triebwerkseinlauf ($p_0 = p_2$) und in der Schubdüse ($p_5 = p_9$),
- vollständige und angepasste Expansion in der Schubdüse,
- konstanter Massendurchsatz ($\dot{m}_0 = \dot{m}_9$),
- und konstanter Isentropenexponent κ und spezifische Gaskonstante R

dann kann Gleichung (40) ausgedrückt werden durch:

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{\frac{T_0}{T_{s,0}} \cdot \Pi_V^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} = 1 - \frac{T_{s,0}}{T_3} \quad (41)$$

Eine ausführliche Herleitung findet sich in [41]. Wie zu sehen ist, hängt der thermische Wirkungsgrad hauptsächlich vom Gesamtdruckverhältnis OPR , bzw. von der Verdichteraustrittstemperatur T_3 ab. Die zugeführte Wärme bzw. die Brennkammeraustrittstemperatur haben keinen direkten Einfluss auf den thermischen Wirkungsgrad. Zu bedenken ist jedoch, dass bei einer fixen Turbineneintrittstemperatur T_4 aufgrund der Materialgrenzen und einer Steigerung von T_3 zwar der thermische Wirkungsgrad verbessert wird, die technisch nutzbare Arbeit des Kreisprozesses jedoch kleiner wird. Dadurch ergibt sich ein Zielkonflikt zwischen einer hohen Leistungsabgabe und einem guten thermischen Wirkungsgrad. Um beide Größen zu erhöhen ist es notwendig, sowohl T_3 als auch T_4 anzuheben.

Vortriebswirkungsgrad

Der Vortriebswirkungsgrad ist ein Gütekriterium dafür, wie die vom Kerntriebwerk zur Verfügung stehende Nutzleistung – die kinetische Energie des Arbeitsmediums – in Schubleistung umgesetzt wird. Bei der Definition wird die Vortriebsleistung ins Verhältnis zur Strahlleistung gesetzt:

$$\eta_{Vor} = \frac{P_{Vor}}{P_N} = \frac{F \cdot v_0}{\frac{1}{2} \cdot \dot{m}_9 \cdot v_{9id}^2 - \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_0 \cdot v_0^2} \quad (42)$$

Geht man auch hier von denselben Vereinfachungen aus und setzt ideale Zustandsänderungen voraus, dann lässt sich der Vortriebswirkungsgrad ausdrücken durch:

$$\eta_{Vor} = \frac{2}{1 + \frac{v_{9id}}{v_0}} \quad (43)$$

Wird der spezifische Schub $F_{spz} = v_9 - v_0$ in Gleichung (43) eingesetzt, ergibt sich:

$$\eta_{Vor} = \frac{2}{2 + \frac{F_{spz}}{v_0}} \quad (44)$$

Das Geschwindigkeitsverhältnis $\frac{v_9}{v_0}$ ist ausschlaggebend für den Vortriebswirkungsgrad und den spezifischen Schub, hat jedoch einen gegensätzlichen Einfluss auf diese beiden Parameter. Ein sinkendes Geschwindigkeitsverhältnis führt zu einer Steigerung des Vortriebswirkungsgrads, andererseits nimmt der spezifische Schub dadurch ab. Um den Abfall im spezifischen Schub zu kompensieren muss der durchgesetzte Gesamtmassenstrom durch das Triebwerk \dot{m}_0 erhöht werden, welches wiederum einen größeren Triebwerksdurchmesser bedeutet.

Gesamtwirkungsgrad

Der Gesamtwirkungsgrad wird definiert als das Verhältnis von Schubleistung zu der mit dem Brennstoff zugeführten Wärmeleistung:

$$\eta_{ges} = \frac{P_{Vor}}{\dot{Q}_B} = \frac{F_N \cdot v_0}{\dot{m}_B \cdot H_i} \quad (45)$$

Dieser kann auch als Produkt aus thermischem Wirkungsgrad und Vortriebswirkungsgrad geschrieben werden:

$$\eta_{ges} = \eta_{th} \cdot \eta_{Vor} \quad (46)$$

Eine weitere Größe, die zum Vergleich verschiedener Triebwerke miteinander genutzt wird, ist der schubspezifische Brennstoffverbrauch, definiert durch:

$$SFC = \frac{\dot{m}_B}{F_N} \quad (47)$$

Setzt man Gleichung (47) in (45) ein, erhält man den Zusammenhang zwischen dem Gesamtwirkungsgrad und dem schubspezifischen Brennstoffverbrauch durch:

$$\eta_{ges} = \frac{v_0}{SFC \cdot H_i} \quad (48)$$

3.1.4.1 Variation der Düsenfläche

In Abbildung 22 und 23 ist der Einfluss einer Düsenflächenvariation von -13% bis $+15\%$ im unteren Teillastbereich (DASH, CAP) sowie von -5% bis $+5\%$ im oberen Teillastbereich (MCL) auf die Betriebspunktlage in den Verdichter kennfeldern abgebildet. Zu sehen ist für die drei Betriebszustände die Verschiebung der Betriebspunktlage im Fan- und im HDV-Kennfeld bei einem konstanten Schub.

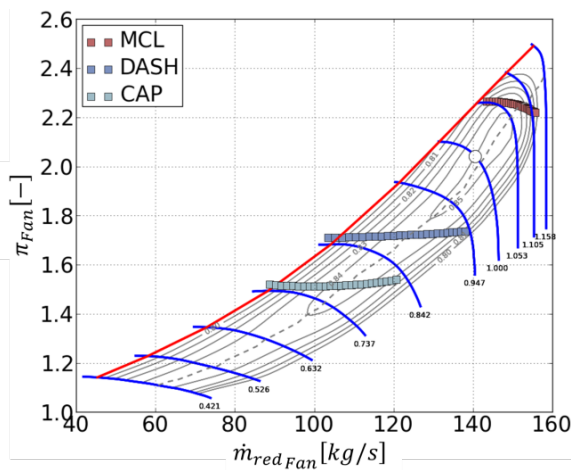


Abbildung 22: Änderung der Betriebspunktlage im Fan-Kennfeld bei einer Düsenflächenvariation

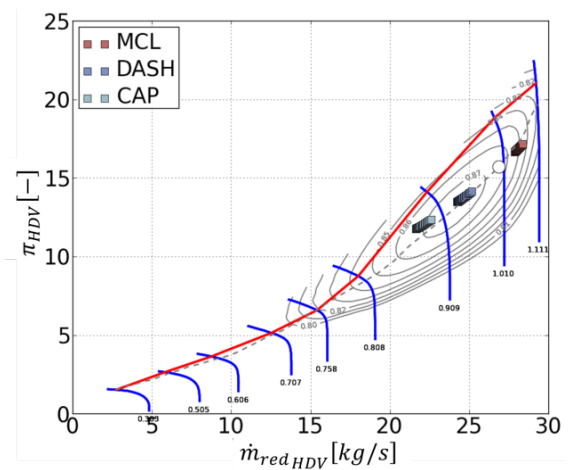


Abbildung 23: Änderung der Betriebspunktlage im HDV-Kennfeld bei einer Düsenflächenvariation

Die kausalen Vorgänge werden im Folgenden beispielhaft für den Betriebspunkt DASH anhand der Abbildung 24 und 25 diskutiert.

Durch die Geometrieänderung im Schubdüsenhals kommt es zu einer Drosselung bzw. Entdrosselung des Gesamtmassenstroms. Dies hat vornehmlich eine Verschiebung des Betriebspunkts im Fan-Kennfeld zur Folge. Ohne eine geometrische Modifikation liegt der Referenzpunkt auf der Linie des maximalen Wirkungsgrades im Fan-Kennfeld, daher bewirkt eine Änderung der Düsenfläche einen Abfall des Fan-Wirkungsgrades, während im HD-Verdichter der isentrope Wirkungsgrad nahezu konstant bleibt. Die Drosselung des Massenstroms durch Verengen der Düsenquerschnittsfläche verursacht zwar einen Abfall des OPR, jedoch bewirkt der Wirkungsgradabfall im Fan eine Erhöhung von T_3 . Um den Schub aufrecht zu erhalten wird die Turbineneintrittstemperatur T_4 angehoben. Die Schubdüsenaustrittsgeschwindigkeit v_9 steigt stetig an. Wie in Gleichung (44) gezeigt, verhält sich der Vortriebswirkungsgrad η_{vor} antiproportional zum Verhältnis $\frac{v_9}{v_0}$, dadurch fällt der Vortriebswirkungsgrad kontinuierlich ab, der thermische Wirkungsgrad erreicht ein Optimum bei einer Verstellung der Düse um $-9,8\%$. Der Gesamtwirkungsgrad η_{ges} hat

seinen Peak bei einer Düsenverstellung von -8,4%. Das Resultat ist eine Senkung des spezifischen Brennstoffverbrauchs $TSFC$ um 1,02%.

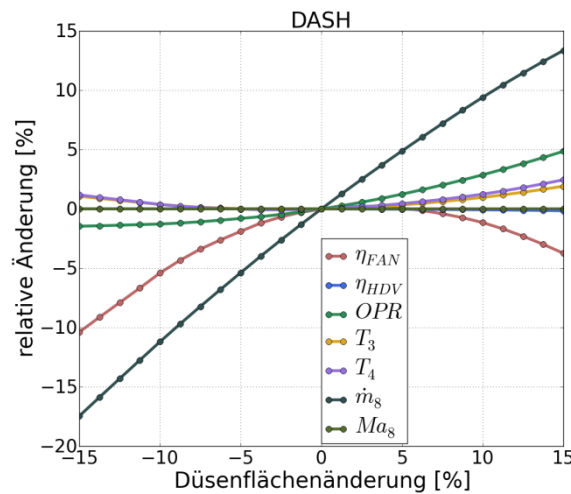


Abbildung 24: Einfluss einer Düsenflächenänderung auf charakteristische thermodynamische Parameter im Betriebspunkt DASH

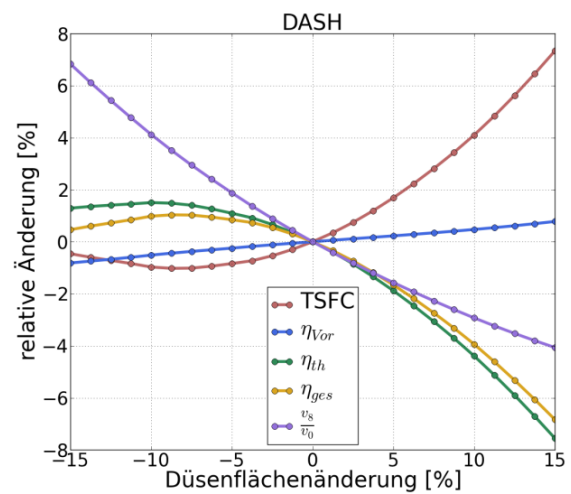


Abbildung 25: Einfluss einer Düsenflächenänderung auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt DASH

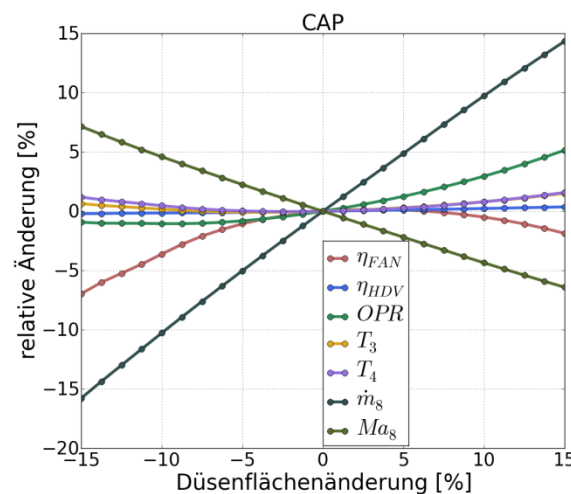


Abbildung 26: Einfluss einer Düsenflächenänderung auf charakteristische thermodynamische Parameter im Betriebspunkt CAP

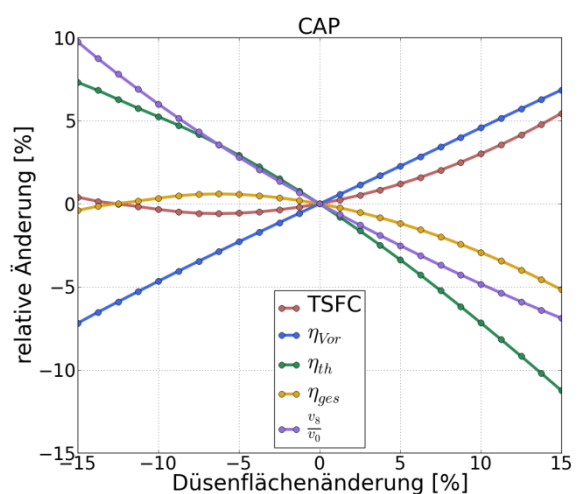


Abbildung 27: Einfluss einer Düsenflächenänderung auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt CAP

In Abbildung 26 sind die Einflüsse einer Düsenverstellung auf den Kreisprozess im tiefen Teillastpunkt CAP zu sehen. Die Schubdüse ist in diesem Betriebspunkt nicht gesperrt, daher hat eine Drosselung eine größere Wirkung auf v_9 als im DASH. Die gegensätzlichen Einflüsse auf η_{Vor} und η_{th} gleichen sich bei einer Düsenhalsverengung von -15% aus, so dass sich bei einer Verstellung in dieser Größe keine Verbesserung

von η_{ges} ergibt. Die maximale Reduzierung des spezifischen Brennstoffverbrauchs beträgt in diesem Betriebspunkt 0,5%, bei einer Düsenverstellung von -7,5%.

Die Abbildung 28 und 29 zeigen die Einflüsse einer Düsenverstellung auf die kritischen Kreisprozesstemperaturen in den beiden Betriebspunkten DASH und ING (Ingress). Das Absinken der Abgastemperatur T_9 bei einer Aufweitung der Düsenfläche ist begründet durch eine Vergrößerung des Nebenstromverhältnisses und die damit verbundene Erhöhung des kälteren Massenstromanteils aus dem Bypasskanal im Mischer. Die Turbineneintrittstemperatur T_4 kann durch eine Düsenflächenänderung in diesen beiden Betriebspunkten nicht markant gesenkt werden.

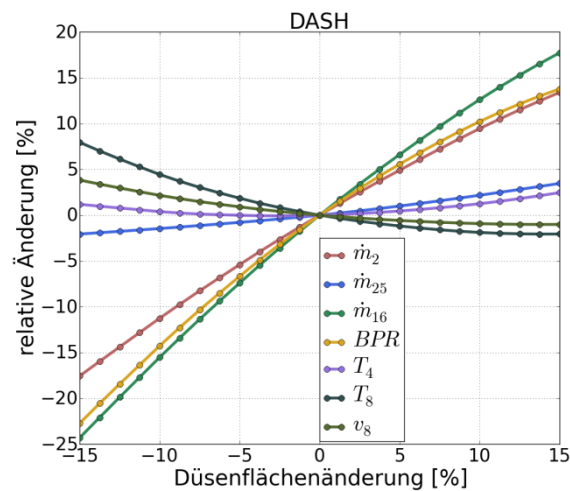


Abbildung 28: Einfluss einer Düsenflächenänderung auf die kritischen Kreisprozesstemperaturen und das Nebenstromverhältnis im Betriebspunkt DASH

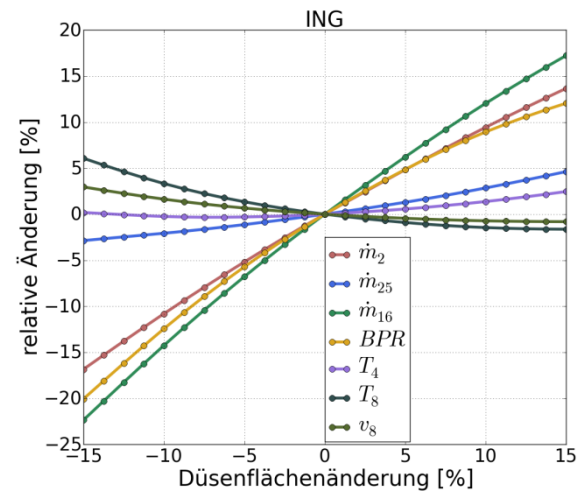


Abbildung 29: Einfluss einer Düsenflächenänderung auf die kritischen Kreisprozesstemperaturen und das Nebenstromverhältnis im Betriebspunkt ING

3.1.4.2 Leitschaufelverstellung im Hochdruckverdichter

Zur Analyse des Einflusses einer Leitschaufelverstellung auf die Triebwerksleistung ist es wichtig, ein repräsentatives Kompressorkennfeld mit fixer Geometrie zu nutzen, in dem eine Leitschaufelverstellung noch nicht abgebildet ist. In dieser Arbeit wird das Verhalten des Hochdruckkompressors mit einem Kennfeld eines 8-stufigen NACA Axialverdichters [56] ohne Verstellung abgebildet und die Leitschaufelverstellung, wie in Abschnitt 2.3.1 beschrieben, durch eine Kennfeldskalierung modelliert. Markant ist bei einem Kennfeld für Verdichter ohne Verstellung, dass im unteren Drehzahlbereich die Pumpgrenze abflacht und damit der stabile Betriebsbereich signifikant eingeschränkt wird. Der Grund hierfür ist das Abreißen der Strömung in den vorderen Stufen des Verdichters. Durch Ändern des Anstellwinkels der Leitschaufeln - hierbei werden die Schaufelreihen geschlossen - wird dem Ablösen der Strömung in den

vorderen Stufen entgegengewirkt. Die Pumpgrenze verschiebt sich zu kleineren Massenströmen, nach links, wodurch der Arbeitspunkt von der Pumpgrenze abgesenkt wird. Als Stabilitätsmaß für den Abstand zur instabilen Grenze dient der Pumpgrenzabstand, der in dieser Arbeit definiert wird durch:

$$SM = \frac{\pi_{SL} - \pi_{BP}}{\pi_{BP}} \cdot 100 \quad (49)$$

Wie in Abbildung 30 zu sehen, liegt der Betriebspunkt LAL bei einer festen Kompressor­geometrie ($\Delta\alpha_{VGV} = 0^\circ$, rotes Kennfeld) außerhalb des stabilen Arbeitsbereiches. Durch eine Leitschaufelverstellung von $\Delta\alpha_{VGV} = 20^\circ$ (blaues Kennfeld) lässt sich der Arbeitsbereich im Teillast vergrößern und ein Pumpgrenzabstand von $SM = 35\%$ für den Betriebspunkt LAL erzielen.

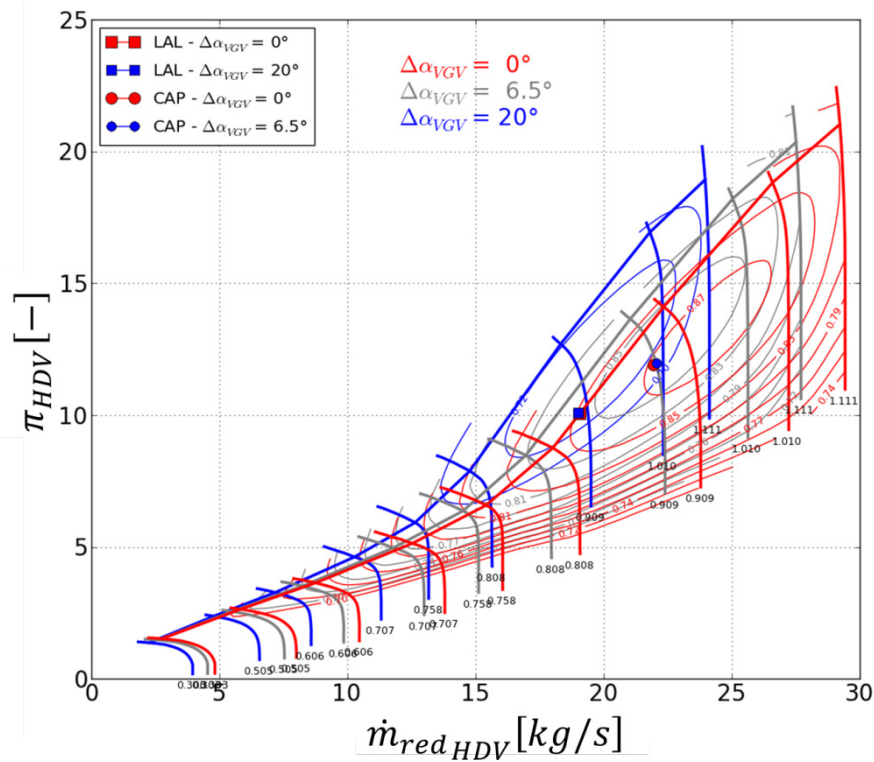


Abbildung 30: Lage des Betriebspunkts LAL im HDV-Kennfeld bei einer festen Kompressor­geometrie (rot) und bei einer Leitschaufelverstellung von $\Delta\alpha_{VGV} = 20^\circ$ (blau)

Die Leitschaufelverstellung kann neben dem hauptsächlichen Zweck der Erhöhung der Pumpgrenze im Teillastbereich auch genutzt werden, um die Triebwerksperformance im Off-Design zu beeinflussen. Der Betriebspunkt CAP liegt, wie in Abbildung 30 zu sehen, zwar bei einer festen Kompressor­geometrie mit einem ausreichenden Pumpgrenzabstand von $SM = 14\%$ im stabilen Arbeitsbereich, jedoch lässt sich durch die Leitschaufelverstellung von $\Delta\alpha_{VGV} = 6,5^\circ$ der spezifische Brennstoffverbrauch um

0,65% absenken und dabei zusätzlich der Pumpgrenzabstand auf $SM = 24\%$ erhöhen. Begründet ist dies vornehmlich durch eine Erhöhung des Verdichterdruckverhältnisses und einer damit einhergehenden Verbesserung des thermischen Wirkungsgrads (Abbildung 32). Begünstigt wird die Senkung des SFC zusätzlich dadurch, dass durch die Verstellung der Wirkungsgrad im HDV ansteigt (Abbildung 31), obwohl ein Wirkungsgradabfall von 0,04% pro Winkelgrad definiert wurde, um bei der Modellierung Leckageverluste aufgrund der Verstellung zu berücksichtigen.

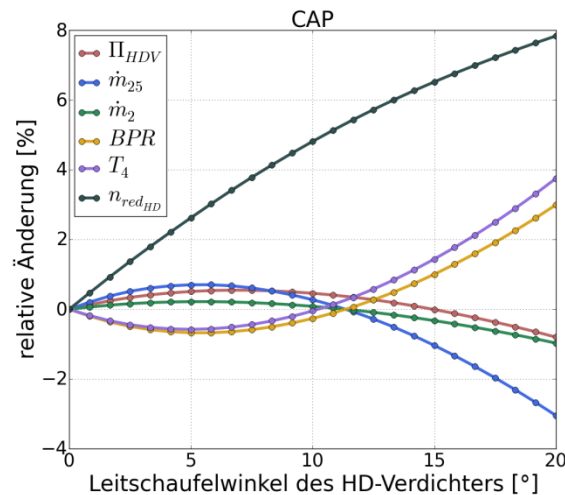


Abbildung 31: Einfluss einer Leitschaufelverstellung auf charakteristische thermodynamische Parameter im Betriebspunkt CAP

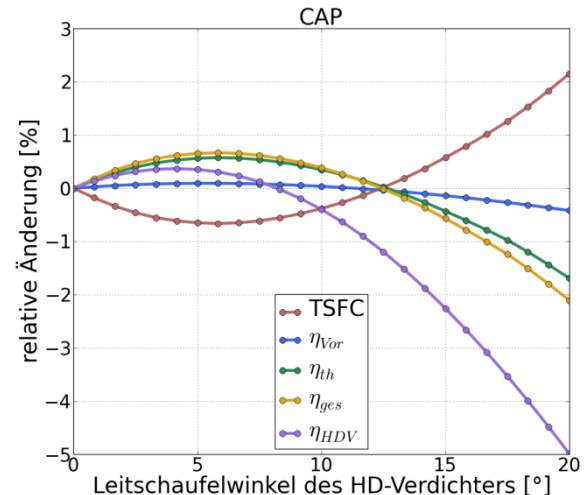


Abbildung 32: Einfluss einer Leitschaufelverstellung im HDV auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt CAP

3.1.4.3 Kapazitätsänderung in den Turbinen

Um die thermodynamischen Vorgänge bei einer Kapazitätsänderung in der Turbine zu erläutern, wird zunächst vereinfacht das Modell eines Turbojet-Triebwerks betrachtet. Die Abbildung 33 zeigt die Nomenklatur der Ebenen des Turbojet-Triebwerks.

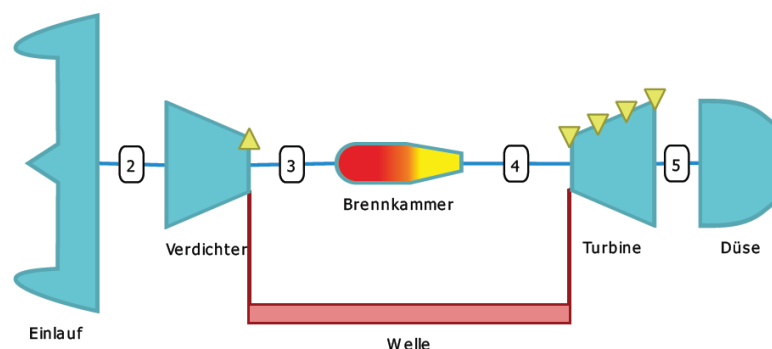


Abbildung 33: Nomenklatur der Ebenen eines Turbojet-Triebwerks

In Bezug auf den durchgesetzten Massenstrom wirkt die Turbine in guter Näherung wie eine Drossel auf den Verdichter. Wird der reduzierte Verdichterdurchsatz mathematisch sinnvoll erweitert, erhält man durch umformen:

$$\frac{\dot{m}_2 \sqrt{T_2}}{p_2} = \frac{\dot{m}_4 \sqrt{T_4}}{p_4} \cdot \frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_3} \cdot \frac{\dot{m}_3}{\dot{m}_4} \cdot \frac{p_4}{p_3} \cdot \pi_V \cdot \sqrt{\frac{T_2}{T_4}} \quad (50)$$

Unter den Annahmen:

- eines konstanten Brennkammerdruckverlustes $\left(\frac{p_3 - p_4}{p_3} = \text{konstant}\right)$,
- keiner Leckage, Kühlluftentnahme bzw. Luftabblaseung am Verdichter ($\dot{m}_2 = \dot{m}_3$) und
- Vernachlässigung des Brennstoffmassenstroms ($\dot{m}_3 \approx \dot{m}_4$)

lässt sich Gleichung (50) umformen und vereinfacht darstellen durch

$$\pi_V = \frac{\dot{m}_2 \sqrt{T_2}}{p_2} \cdot K \cdot \frac{1}{\frac{\dot{m}_4 \sqrt{T_4}}{p_4}} \cdot \sqrt{\frac{T_4}{T_2}} \quad (51)$$

Wird die Gleichung (51) im Verdichter kennfeld für ein konstantes Temperaturverhältnis von $\frac{T_2}{T_4}$ aufgetragen, erhält man Linien mit einer konstanten Steigung, die als Turbinenschlucklinien bezeichnet werden. Die Steigung dieser Linien hängt unter anderem von der Turbinenkapazität $\frac{\dot{m}_4 \sqrt{T_4}}{p_4}$ und damit vom Leitschaufelquerschnitt der Turbine ab. Durch verkleinern der Leitschaufelquerschnittsfläche und damit der Drosselung der Turbine wird die Turbinenschlucklinie im Verdichterkennfeld steiler.

Die Arbeitslinie in der Turbine wird dagegen maßgeblich von der Schubdüse bestimmt (siehe Abbildung 34).

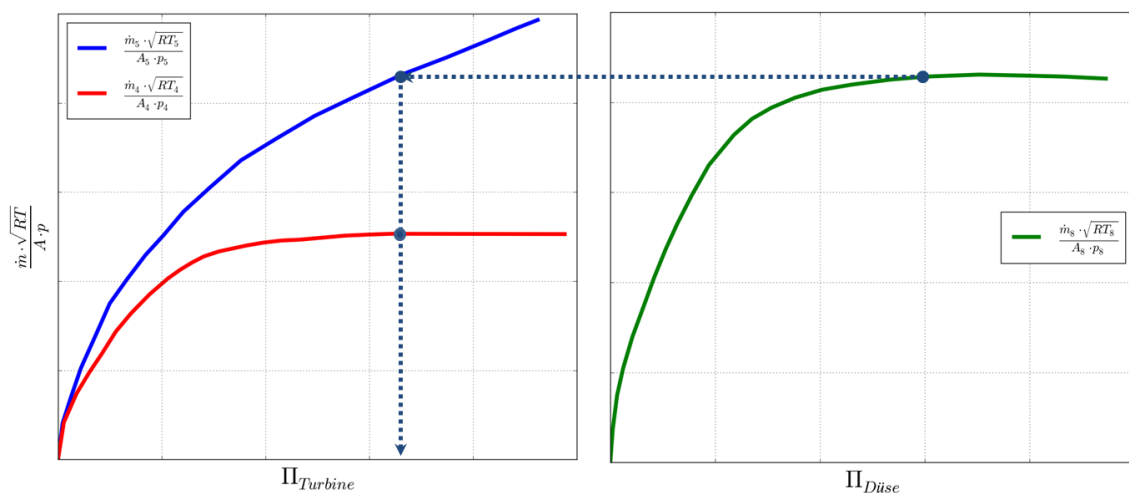


Abbildung 34: Verbindung der Durchsatzcharakteristik in der Turbine und der Schubdüse

Der reduzierte Durchsatz der Düse lässt sich durch mathematisches erweitern wie folgt darstellen:

$$\frac{\dot{m}_9 \sqrt{R_9 T_9}}{A_9 \cdot p_9} = \frac{\dot{m}_4 \sqrt{R_4 T_4}}{A_4 \cdot p_4} \cdot \frac{\dot{m}_9}{\dot{m}_4} \cdot \frac{A_4}{A_9} \cdot \frac{p_4}{p_5} \cdot \frac{p_5}{p_9} \cdot \sqrt{\frac{R_9}{R_4}} \cdot \sqrt{\frac{T_9}{T_4}} \quad (52)$$

Ersetzt man die Kapazitäten in der Turbine und der Schubdüse durch

$$\dot{Q}_4 = \frac{\dot{m}_4 \sqrt{R_4 T_4}}{A_4 \cdot p_4} \quad (53)$$

bzw.

$$\dot{Q}_9 = \frac{\dot{m}_9 \sqrt{R_9 T_9}}{A_9 \cdot p_9} \quad (54)$$

und erweitert die Gleichung (52) mit $\sqrt{\frac{T_5}{T_9}}$ wird daraus:

$$\frac{p_4}{p_5} = \frac{\dot{Q}_9}{\dot{Q}_4} \cdot \frac{\dot{m}_4}{\dot{m}_9} \cdot \frac{A_9}{A_4} \cdot \frac{p_9}{p_5} \cdot \sqrt{\frac{R_4}{R_9}} \cdot \sqrt{\frac{T_4}{T_5}} \cdot \sqrt{\frac{T_5}{T_9}} \quad (55)$$

Das Turbinendruckverhältnis ergibt sich aus

$$\frac{p_5}{p_4} = \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{c_{pT}}{R \cdot \eta_{pT}}} = \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{n_T} \quad (56)$$

Wird der Exponent zusammengefasst durch¹⁷ $n_T = \frac{c_{pT}}{R \cdot \eta_{pT}}$ führt die Kombination der Gleichungen (55) und (56) zu:

$$\frac{p_4}{p_5} \cdot \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{1}{2}} = \left(\frac{p_4}{p_5} \right)^{1 - \frac{1}{2n_T}} = \frac{\dot{Q}_9}{\dot{Q}_4} \cdot \frac{\dot{m}_4}{\dot{m}_9} \cdot \frac{A_9}{A_4} \cdot \frac{p_9}{p_5} \cdot \sqrt{\frac{R_4}{R_9}} \cdot \sqrt{\frac{T_5}{T_9}} \quad (57)$$

$$\frac{p_4}{p_5} = \left(\frac{\dot{Q}_9}{\dot{Q}_4} \cdot \frac{\dot{m}_4}{\dot{m}_9} \cdot \frac{A_9}{A_4} \cdot \frac{p_9}{p_5} \cdot \sqrt{\frac{R_4}{R_9}} \cdot \sqrt{\frac{T_5}{T_9}} \right)^{\frac{2n_T}{n_T - 1}} \quad (58)$$

$$\frac{p_4}{p_5} = \left(C \cdot \frac{A_9}{A_4} \right)^{\frac{2n_T}{n_T - 1}} \quad (59)$$

¹⁷ Nicht zu verwechseln mit dem Polytropenexponent

Aus der Gleichung (51) wird ersichtlich, dass bei Verkleinern der Düsenfläche und bei einem konstanten Temperaturverhältnis $\frac{T_4}{T_2}$ ein Betriebspunkt im Verdichter kennfeld entlang der Turbinenschlucklinie nach unten wandert (siehe Abbildung 35).

Ein Betriebspunkt auf der Turbinenschlucklinie ergibt sich aus dem Leistungsgleichgewicht zwischen Turbine und Verdichter. Bei einem konstantem $\frac{T_4}{T_2}$ und Vergrößern der Turbinenkapazität verschiebt sich der Betriebspunkt in Abbildung 35 von der Lage ① zu ③. Die Verschiebung entlang der roten Teilstrecke von ① nach ② ist begründet durch die Gleichung (50). Die Verschiebung von ② nach ③ entlang der Turbinenschlucklinie (grüne Teilstrecke) ergibt sich aus der Gleichung (63).

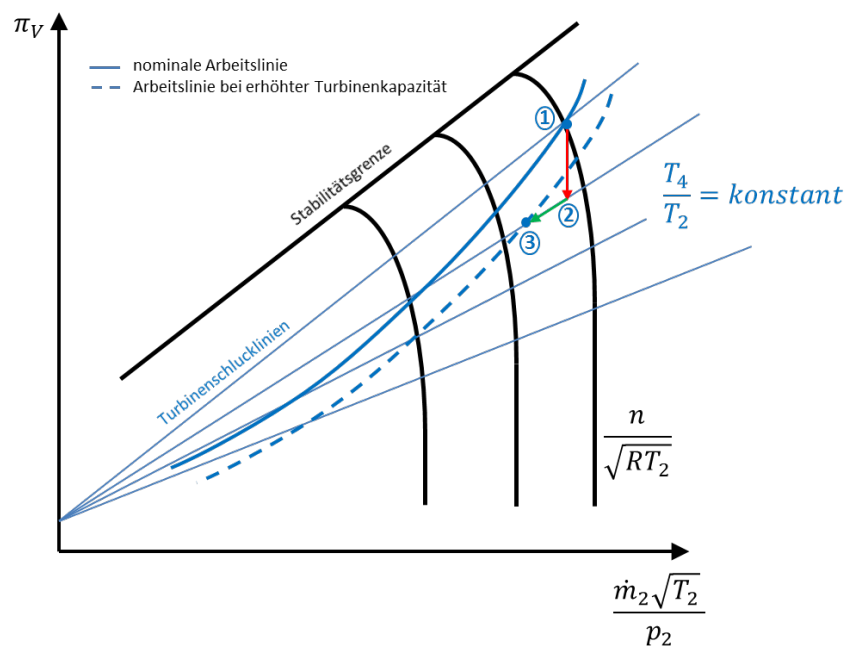


Abbildung 35: Turbinenschlucklinien im Verdichterkennfeld und Verschiebung der Betriebspunktlage bei einer Turbinenkapazitätserhöhung [57]

Die Betriebscharakteristiken der HD- und ND-Turbine zeigen Abbildung 36 und Abbildung 37. Wie zu sehen, ist die HD-Turbine über den größten Teil des Betriebsbereiches gesperrt und arbeitet für alle hier berücksichtigten Betriebspunkte nahezu in einem Betriebszustand.

Bei einem Triebwerk ohne Variabilitäten erfolgt die Reduktion des Triebwerksschubs im Teillastbereich durch Herabsetzen der Drehzahl, indem der Brennstoffeintrag und somit die Turbineneintrittstemperatur gesenkt wird. Lässt sich die Kapazität in den Turbinen durch mechanische Einrichtungen einstellen, so erreicht man dadurch eine Entkoppelung des Massenstroms und der Drehzahl von der Turbineneintrittstemperatur. Im Teillast bei kleinen benötigten Schüben kann somit

durch eine Kapazitätsänderung in den Turbinen die Drehzahl in einem gewissen Bereich konstant gehalten oder angehoben werden, ohne die Turbineneintrittstemperatur zu senken und damit einen thermischen Wirkungsgradabfall hinzunehmen. Durch diese Variabilität wird ein Teillastbetrieb über eine Massenstromregelung möglich.

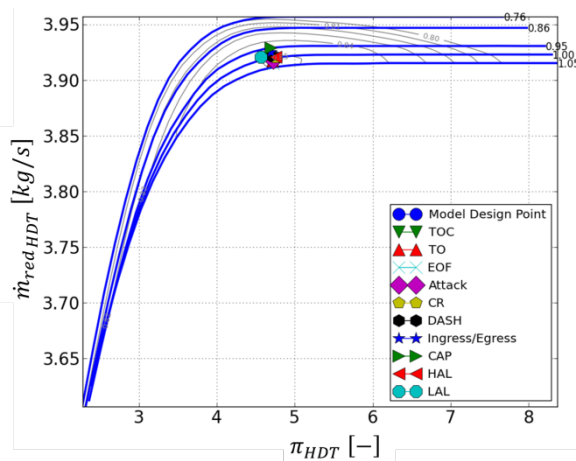


Abbildung 36: Betriebscharakteristik der Hochdruckturbinen

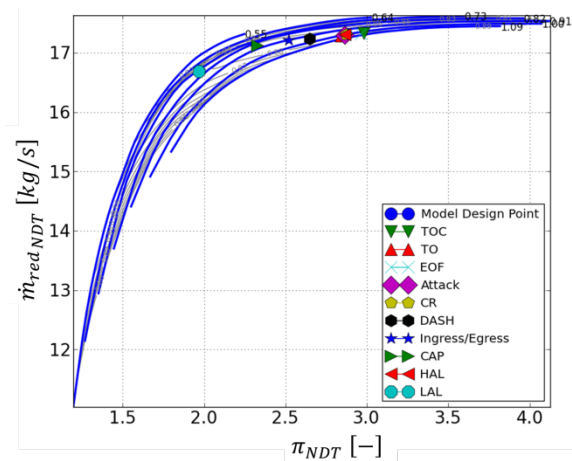


Abbildung 37: Betriebscharakteristik der Niederdruckturbinen

Im Folgenden wird gezeigt, wie sich Änderungen der Kapazität der Hoch- und Niederdruckturbinen auf den Kreisprozess des gemischten Turbopan-Triebwerks auswirken.

Variable Niederdruckturbinen

Die Abbildungen 38 und 39 zeigen die Verschiebung des Betriebspunkts CR im Fan- und HDV-Kennfeld bei einer Kapazitätsänderung der NDT durch eine Leitschaufelumstaffelung. Das Schließen der Leitschaufeln durch Umstaffelung in der NDT reduziert den durchgesetzten Massenstrom im Kerntriebwerk. Das Niederdrucksystem dreht schneller, mit der Folge, dass der Betriebspunkt im Fan-Kennfeld in Richtung Pumpgrenze zu leicht höherem Massenstrom wandert. Das Hochdrucksystem wird dabei entlastet und die HD-Wellendrehzahl nimmt ab. Es kommt zu einer Leistungsverchiebung, bei der das Niederdrucksystem belastet wird (Abbildung 40). Das Nebenstromverhältnis steigt infolge der Drosselung des Kernmassenstroms an (Abbildung 41). Dadurch erhöht sich der Vortriebswirkungsgrad in diesem Bereich leicht. Die Verschiebung der Betriebspunktlage im HDV zu einem günstigeren Wirkungsgrad (Abbildung 42) verbessert den thermischen Wirkungsgrad. Der Gesamtwirkungsgrad der Maschine verbessert sich und der Brennstoffbedarf für den benötigten Schub im CR Betriebspunkt sinkt im Peak um 0,23 % ab.

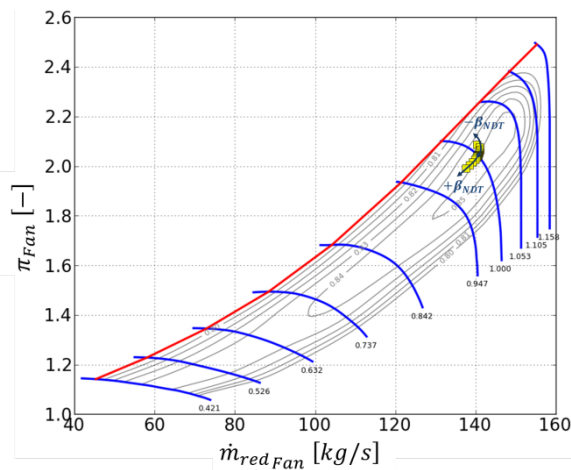


Abbildung 38: Änderung der Betriebspunktlage im Fan-Kennfeld bei einer Geometrieänderung in der ND-Turbine im Betriebspunkt CR

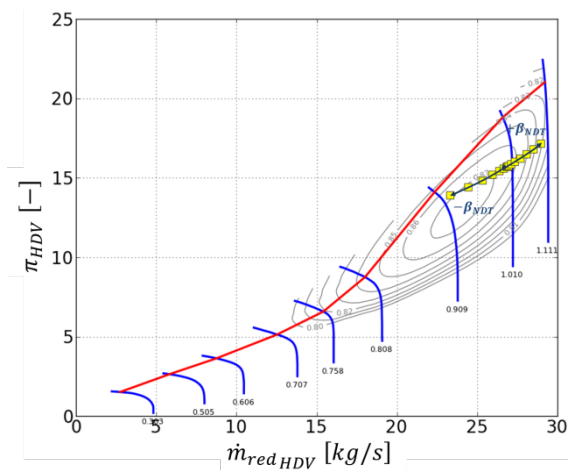


Abbildung 39: Änderung der Betriebspunktlage im HDV-Kennfeld bei einer Geometrieänderung in der ND-Turbine im Betriebspunkt CR

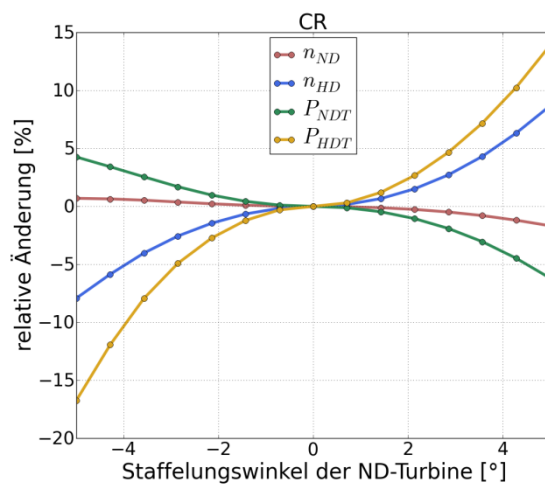


Abbildung 40: Einfluss einer Leitschaufelumstaffelung auf Drehzahlen und Leistungen in der ND-Turbine im Betriebspunkt CR

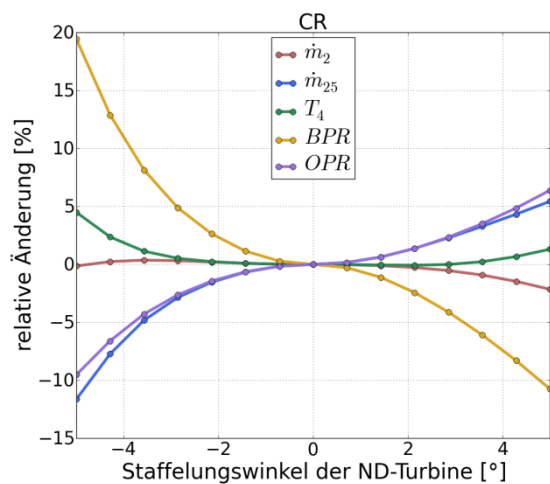


Abbildung 41: Massenstrom- und Bypassverhältnisänderung bei einer Geometrieänderung in der ND-Turbine im Betriebspunkt CR

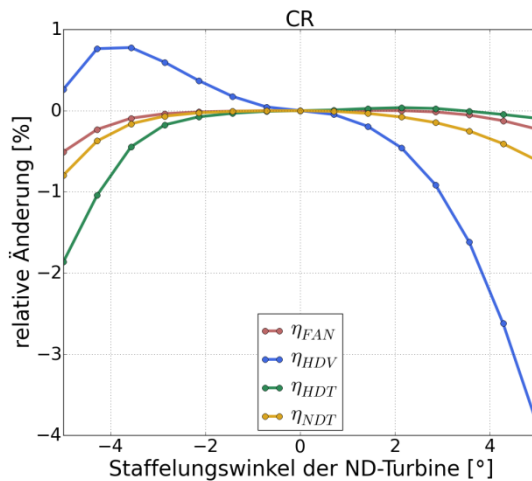


Abbildung 42: Wirkungsgradänderung in den Turbokomponenten bei einer Geometrieänderung in der ND-Turbine im Betriebspunkt CR

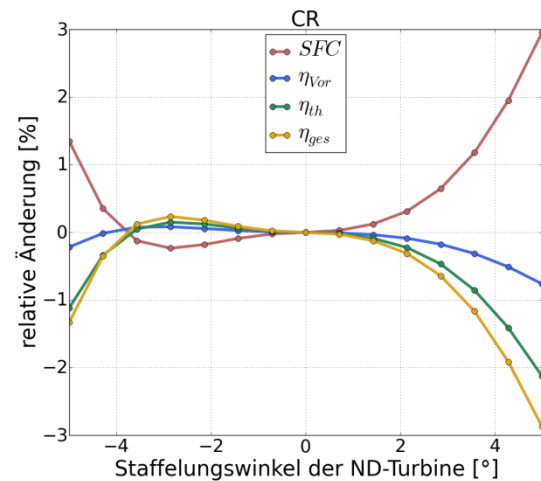


Abbildung 43: Einfluss einer Geometrieänderung in der ND-Turbine auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt CR

Variable Hochdruckturbine

In der Hochdruckturbine wirkt sich eine Umstaffelung der Leitschaufeln überwiegend auf das Hochdrucksystem aus. Die Betriebspunktlage im Fan und in der Niederdruckturbine bleibt nahezu unverändert (Abbildung 44). Die Drosselung der HD-Turbinenkapazität treibt den Betriebspunkt im HDV-Kennfeld zur Pumpgrenze, wobei Durchsatz und Drehzahl nahezu unverändert bleiben (Abbildung 45). Das Gesamtdruckverhältnis OPR steigt, wodurch sich der thermische Wirkungsgrad verbessert. Obwohl die Wirkungsgrade in den Komponenten fallen (Abbildung 46) überwiegt der Einfluss des erhöhten Druckaufbaus, der schubspezifische Brennstoffverbrauch sinkt dadurch um bis zu 2,12% im betrachteten Betriebspunkt HAL (Abbildung 47).

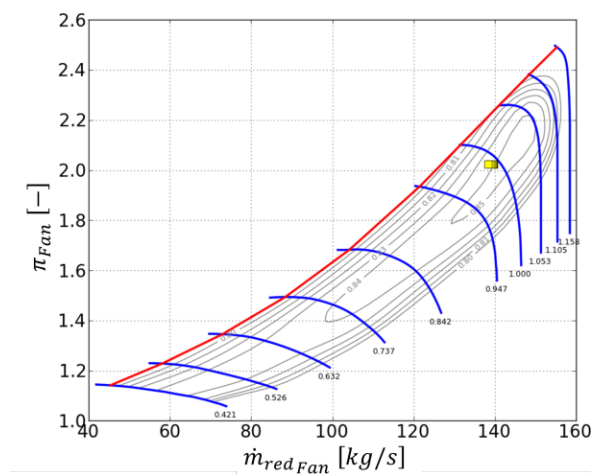


Abbildung 44: Änderung der Betriebspunktlage im Fan-Kennfeld bei einer Geometrieänderung in der HD-Turbine im Betriebspunkt HAL

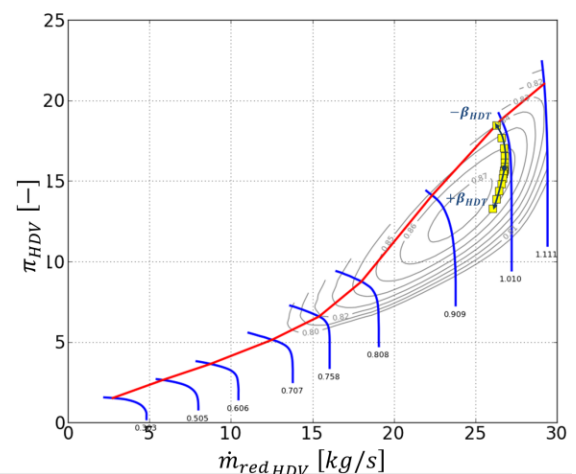


Abbildung 45: Änderung der Betriebspunktlage im HDV-Kennfeld bei einer Geometrieänderung in der HD-Turbine im Betriebspunkt HAL

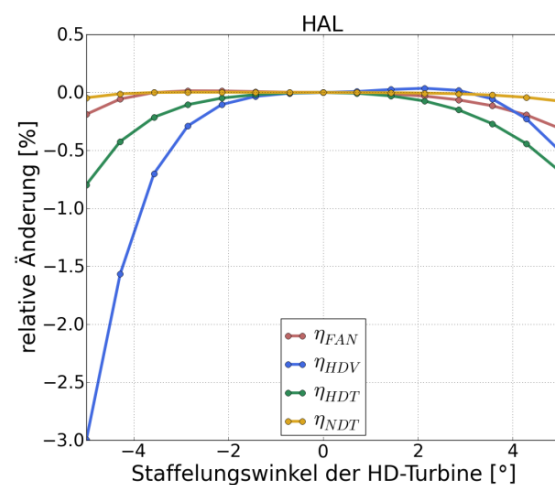


Abbildung 46: Wirkungsgradänderung in den Turbokomponenten bei einer Geometrieänderung in der HD-Turbine im Betriebspunkt HAL

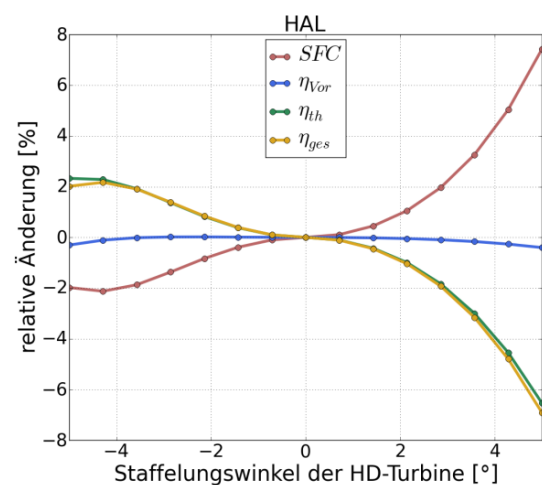


Abbildung 47: Einfluss einer Geometrieänderung in der HD-Turbine auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt HAL

3.1.4.4 Variation der Mischerflächen

Zur Analyse der Effekte auf den thermodynamischen Kreisprozess bei einer Variation der Mischerteilflächen wird eine prozentuale Flächenänderung auf die Mischerbypassfläche A_{163} in der Off-Design-Rechnung vorgegeben. Mit der Bedingung, dass die Gesamtmischerfläche $A_{64} = A_{163} + A_{63}$ konstant bleiben soll, wird die prozentuale Flächenänderung der Mischerkernfläche A_{63} bestimmt. Durch das Öffnen der Mischerbypassfläche wird der Fan entdrosselt und das Fandruckverhältnis Π_{Fan} sinkt (Abbildung 48). Bei konstanter Gesamtmischerfläche wird gleichzeitig die Mischerkernfläche verkleinert, wodurch das Kerntriebwerk gedrosselt wird und das Niederdruckturbinendruckverhältnis Π_{NDT} sowie der Kernmassenstrom \dot{m}_{25} absinken (Abbildung 49).

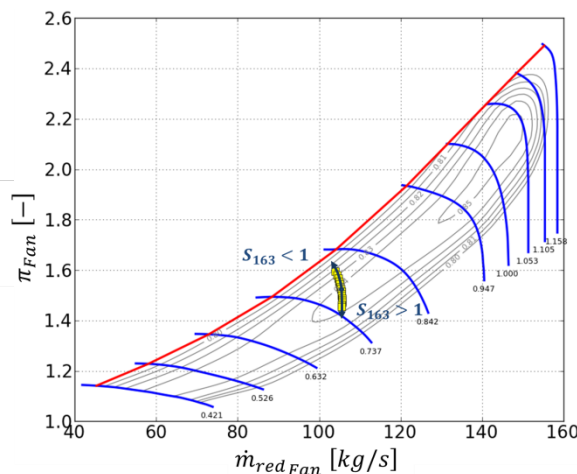


Abbildung 48: Änderung der Betriebspunktlage im Fan-Kennfeld bei einer Geometrieänderung im Abgasmischer

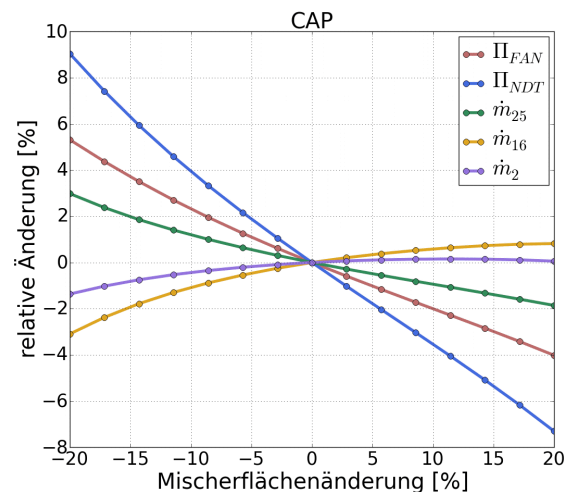


Abbildung 49: Einfluss einer Flächenänderung im Abgasmischer auf charakteristische thermodynamische Parameter im Betriebspunkt CAP

Durch die Entdrosselung des Fans steigt der Bypassmassenstrom \dot{m}_{16} leicht an und somit erhöht sich das Nebenstromverhältnis BPR. Aufgrund der Drosslung des Kerntriebwerks und des daraus resultierenden Abfalls des Kernmassenstroms, muss die Turbineneintrittstemperatur T_4 ansteigen, um den Leistungsabfall zu kompensieren. Diese Effekte haben einen gegensätzlichen Einfluss auf die Düsentemperatur T_9 , so dass die Temperatur nahezu konstant bleibt (Abbildung 50).

Wird der Fan durch Verkleinern der Bypassmischerfläche gedrosselt, sinkt das Nebenstromverhältnis ab. Sowohl die Turbineneintrittstemperatur, als auch die Düsentemperatur steigen an.

Insgesamt lässt sich durch diese Effekte im Betriebspunkt CAP der SFC um marginale 0,11% absenken bei einer Aufweitung der Mischerbypassfläche um 5,71% (Abbildung 51).

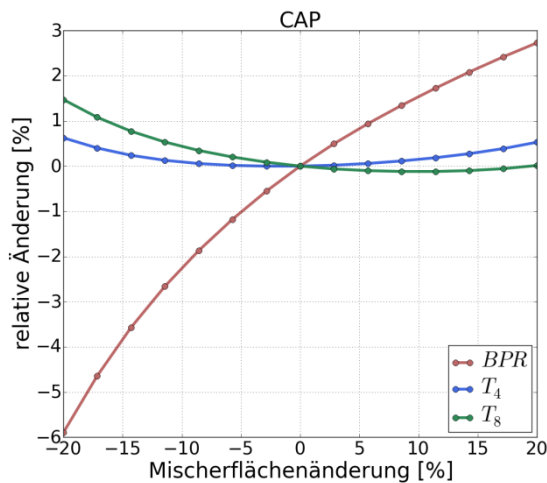


Abbildung 50: Einfluss einer Flächenänderung im Abgasmischer auf das Nebenstromverhältnis und zwei charakteristische Temperaturen im Betriebspunkt CAP

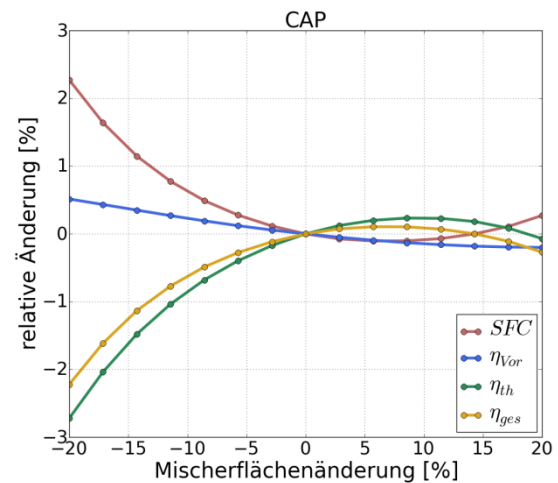


Abbildung 51: Einfluss einer Flächenänderung im Abgasmischer auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt CAP

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass die Variation der Mischerflächen bei hohen Nebenstromverhältnissen vornehmlich die Feinabstimmung des Missionspunktes im Fan-Kennfeld bezüglich des Druckverhältnisses ermöglicht. Der Gesamtmassenstrom und damit der Durchsatzparameter im Fan werden hauptsächlich durch die Variation der Düsenfläche beeinflusst.

3.1.4.5 Kühlluftmengenregelung

Die Kühlluftmenge wird in der Leistungssyntheserechnung als Anteil des Kernmassenstroms definiert. Die quantitative Auslegung der Kühlluft erfolgt im Betriebspunkt EOR, in dem die maximale Turbineneintrittstemperatur herrscht. Bei einem festen Kühlluftanteil über den gesamten Betriebsbereich der Maschine ist die Konsequenz, dass die Kühlluftmenge im Teillast bei niedrigen Brennkammeraustrittstemperaturen überdimensioniert ist und einen großen Verlust darstellt. In diesem Abschnitt wird das Potenzial einer effizienten und betriebspunktabhängigen Verwendung der Kühlluft zur Reduzierung des spezifischen Brennstoffverbrauchs beziffert. Der in Abschnitt 2.3.6 modellierte Einfluss der Kühlluftmenge auf die Schaufelmetalltemperatur ist für den Betriebspunkt CR und ING

in den Abbildungen 52 und 53 dargestellt. Zu sehen ist, dass im Betriebspunkt CR die Kühlluft komplett eingespart werden kann, ohne die maximale zulässige Metalltemperatur zu überschreiten. Im Betriebspunkt ING dagegen lässt sich die Kühlluftmenge bis zu 78% reduzieren, ohne den vorgegeben maximalen Wert von 1250K für die Schaufeltemperaturen zu überschreiten.

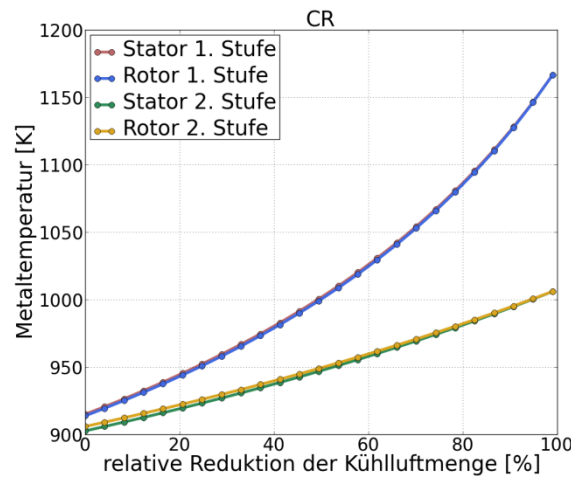


Abbildung 52: Einfluss einer Kühlluftmengenreduktion auf die Schaufeltemperatur im Betriebspunkt Cruise

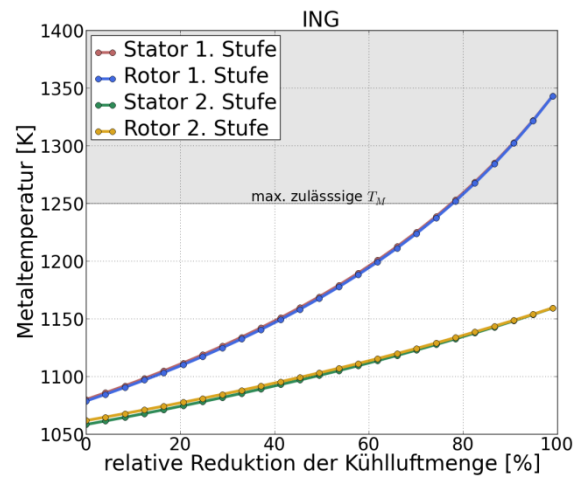


Abbildung 53: Einfluss einer Kühlluftmengenreduktion auf die Schaufeltemperatur im Betriebspunkt Ingress

Abbildung 55 zeigt den Einfluss der Kühlluftmengenreduktion auf das Betriebsverhalten des Triebwerks im Reiseflug (CR) bei einem konstanten Schub. Der Betriebspunkt wandert im HD-Verdichter in Richtung Pumpgrenze, zu einem höheren Druckverhältnis und einem höheren reduzierten Massenstrom (Abbildung 54). Da die Zapfluft zur Kühlung der Hochdruckturbine hinter der letzten Verdichterstufe entnommen wird, bleibt das Verdichterkennfeld unbeeinflusst, es ändert sich lediglich der Arbeitspunkt im Kennfeld [58]. Wird die Kühlluft dagegen zwischen den Stufen entnommen, verändert sich die Abstimmung der Verdichterstufen und beeinflusst damit das Kennfeld. Die Pumpgrenze würde bei einer Kühlluftreduzierung mit ansteigen.

Die Betriebsbedingungen im Fan ändern sich bei dieser Modifikation unwesentlich, daher steigt das Gesamtdruckverhältnis OPR und die Verdichteraustrittstemperatur T_3 mit zunehmendem Druckverhältnis im HD-Verdichter an. Die relative Änderung des Kernmassenstroms \dot{m}_{25} verhält sich nahezu antiproportional zur relativen Änderung des Nebenstromverhältnisses BPR . Durch die Erhöhung des Kernmassenstroms fällt die Turbineneintrittstemperatur T_4 markant ab, was unter ansonsten gleichen Bedingungen die NOx-Emissionen vermindert.

Im Betriebspunkt CR senkt sich durch die Drosselung der Kühlluftmenge der Brennstoffverbrauch um 3,13% und bei ING Betriebsbedingungen um 2,6 % (Abbildung 56 und 57).

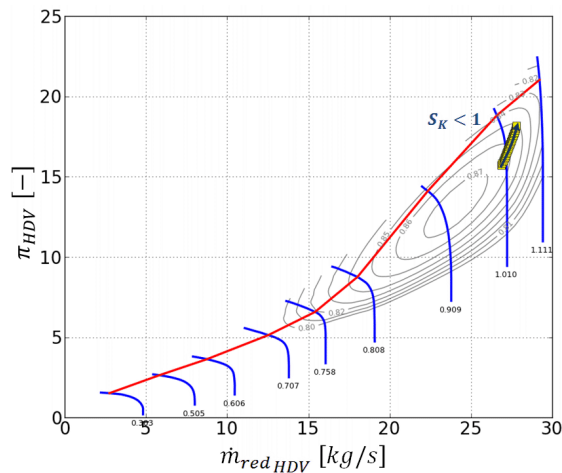


Abbildung 54: Betriebspunktverschiebung im HDV-Kennfeld bei einer Kühlluftmengenreduktion

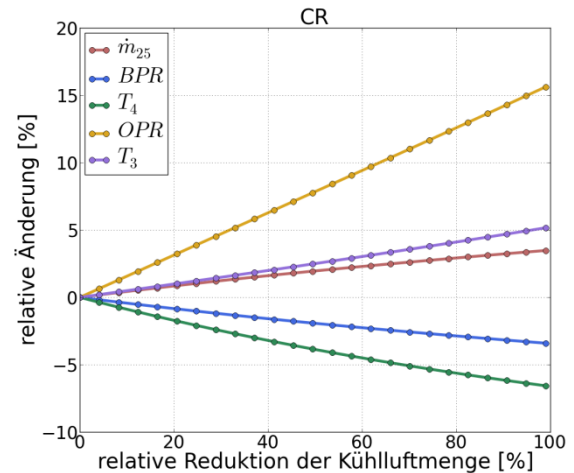


Abbildung 55: Einfluss einer Kühlluftmengenreduktion auf charakteristische Kreisprozessparameter

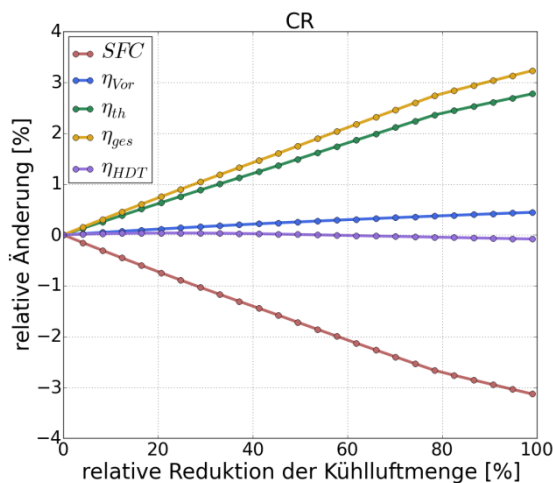


Abbildung 56: Einfluss einer Kühlluftmengenreduktion auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt CR

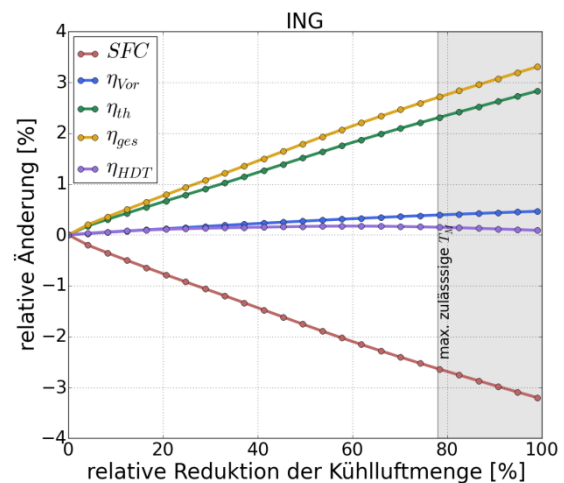


Abbildung 57: Einfluss einer Kühlluftmengenreduktion auf die Güteparameter des Kreisprozesses im Betriebspunkt ING

3.1.5 Einfluss der Variabilitäten auf verschiedene Zielgrößen bei der kombinierten Anwendung

In Abschnitt 3.1.4 wurde der Einfluss der hier untersuchten Einzelvariabilitäten auf den thermodynamischen Kreisprozess gezeigt. Während einige Variabilitäten große

Auswirkungen auf den Kreisprozess zeigen und das Gesamttriebwerks-„Matching“ beeinflussen, wirken sich andere nur auf einzelne Komponenten aus. In diesem Abschnitt wird das Potenzial aufgezeigt, den Kreisprozess zu beeinflussen

- für verschiedene thermodynamische Zielgrößen,
- bei verschiedenen Betriebszuständen und
- bei unterschiedlicher Kombination der untersuchten Variabilitäten.

3.1.5.1 Numerische Optimierung

Die Suche nach den optimalen Einstellungen der geometrisch variablen Komponenten unter Berücksichtigung von Nebenbedingungen stellt ein Optimierungsproblem dar. Das Angehen dieser Problemstellung durch eine manuelle Einstellung der Verstellparameter, basierend auf Erfahrungen oder empirischen Ergebnissen, stößt bei dieser komplexen Problemstellung an seine Grenzen. Die optimalen Einstellungen der Variabilitäten zur gezielten Beeinflussung einer Zielgröße hängen stark ab von

- der Kennfeldcharakteristik der Turbokomponenten,
- der Lage des Betriebspunktes in den Komponentenkennfeldern und
- dem Zustand der durchströmten Kanäle (gesperrt, nicht gesperrt).

Zusätzlich beeinflussen sich die Variabilitäten gegenseitig. Wie bei der Designpunktoptimierung des Referenztriebwerks (siehe Abschnitt 3.1.3) werden für diese Aufgabe die in ModelCenter zur Verfügung stehenden numerischen Algorithmen genutzt, um die optimalen Einstellungen der geometrisch variablen Komponenten für einen maximalen Nutzen zu finden.

Die verfügbaren Algorithmen in ModelCenter lassen sich nach ihrer mathematischen Struktur und ihrer Vorgehensweise gliedern. Die Art der Suchstrategie und das Bestehen von Nebenbedingungen sind wesentliche Aspekte bei der Wahl des Algorithmus. Ist die Zielfunktion in Abhängigkeit vom Variablenvektor unstetig, sind Algorithmen, die eine partielle Ableitung der Zielfunktion bilden, ungeeignet. Weitere Aspekte bei der Wahl des Optimierungsverfahrens sind Robustheit, Effizienz und Konvergenzgeschwindigkeit des Algorithmus. Aufgrund der hier untersuchten Zielfunktionen kommen nur Algorithmen für nichtlineare Problemstellungen in Betracht. Der Grund hierfür liegt darin, dass es zu Diskontinuität im Suchraum kommen kann. Nicht für jeden Variablenvektor gibt es immer eine Lösung in der Leistungssynthese, weil Beispielsweise der „Matching“-Punkt weit außerhalb des stabilen Bereichs in den Komponentenkennfeldern liegen kann und es so zur Nicht-Konvergenz kommt. Für die Problemstellung in dieser Arbeit wurde ein von der Firma Boeing entwickelter fortschrittlicher Optimierungsalgorithmus namens „Design

Explorer“ verwendet. Das Verfahren nutzt zunächst eine statistische Versuchsplanung (Design of Experiments), um mit wenigen Variationen den Einfluss der Eingabevariablen auf die Zielgröße zu erfassen und ein Ersatzmodell zu generieren. Durch dieses mathematische Annäherungsverfahren (Kriging Model) wird die Anzahl der benötigten Iterationen reduziert. Es werden verschiedene Startwerte im Suchraum erzeugt, um zu vermeiden, in eine lokale Extremstelle zu geraten. Der Algorithmus eignet sich gut für ein kontinuierliches Suchgebiet, bei einer hochgradig nichtlinearen Problemstellung und wenn es während der Suche zu fehlgeschlagenen Rechnungen (nicht konvergierte Betriebspunkte) kommen kann.

Die Verstellparameter der geometrisch variablen Komponenten werden dem numerischen Algorithmus als freie Variable vorgegeben, die in einem technisch möglichen Bereich variiert werden. Bei der Analyse werden die Off-Designpunkte des Referenztriebwerks ohne Variabilitäten verglichen mit den entsprechenden Off-Designpunkten mit Modifikation der variablen Komponenten bei gleicher Schubvorgabe und Zuströmbedingung. Als Zielfunktion (engl. Figure of Merit, FoM) wird die relative Abweichung eines für den Betriebspunkt relevanten thermodynamischen Parameters z festgelegt, der nach Gleichung (60) mit dem Wert des Referenztriebwerks z_{ref} normiert wird.

$$FoM = \frac{z - z_{ref}}{z_{ref}} \cdot 100 \quad [\%] \quad (60)$$

In Tabelle 9 sind die freien Variablen, die Grenzen ihrer Variationsbereiche und die untersuchten Zielgrößen zusammengetragen.

Freie Variable	Untere Grenze	Obere Grenze	Randbedingungen & Grenzen	Zielgrößen
$\Delta\alpha_{VGV}$	0°	40°	<ul style="list-style-type: none"> Schubanforderungen in kritischen Betriebspunkten Pumpgrenzabstände der Verdichter max. Schaufeltemperaturen @EOR max. Verdichteraustrittstemperatur @DASH max. Drehzahl @MCL 	<ul style="list-style-type: none"> SFC T_9 T_4
$\Delta\beta_{NDT}$	-5°	5°		
$\Delta\beta_{HDT}$	-5°	5°		
s_{163}	-30%	30%		
$s_{Düse}$	-30%	30%		
$s_{Kühlluft}$	0%	100%		

Tabelle 9: Freie Variable mit ihrem Variationsbereich, den Randbedingungen und den Zielgrößen der Optimierungsrechnung

3.1.5.2 Potenzial zur Reduktion des spezifischen Brennstoffverbrauchs

Um den Missionstreibstoffverbrauch für eine taktische Drohne zu senken, ist bei der Leistungsanalyse eines uninstallierten Triebwerksmodells der schubspezifische Treibstoffverbrauch SFC in den Missionsphasen, in dem über einen großen Zeitraum lange Strecken zurückgelegt werden müssen (CR, ING, DASH), und den Verweilphasen (CAP, LAL, HAL) ausschlaggebend. In Tabelle 10 ist die maximale relative SFC Absenkung in den relevanten Betriebspunkten für verschiedene einzelne Variabilitäten und bei Kombination der Variabilitäten zusammengefasst.

Die folgenden Erkenntnisse lassen sich aus der Tabelle ableiten:

- 1) Die Kühlluftmengenregelung trägt beträchtlich zur SFC Reduktion bei, besonders in den tiefen Teillastpunkten. Diese Variabilität ist die effektivste, sowohl einzeln, als auch in Kombination mit anderen.
- 2) Die kombinierte Anwendung der beiden Flächenvariabilitäten in der Schubdüse und im Zwangsmischer senkt den SFC in den betrachtenden Betriebspunkten nur sehr marginal. Jedoch lässt sich durch diese Kombination der Betriebsbereich des Triebwerks erweitern. Der Betriebspunkt LAL liegt beim Referenztriebwerk ohne Variabilitäten auf der Pumpgrenze im HDV-Kennfeld (Abbildung 30). Durch die Flächenvariabilitäten wird der Pumpgrenzabstand auf 5% erhöht, gleichzeitig steigt jedoch der SFC um 5,92%.
- 3) Bei niedriger Höhe und hohen Machzahlen (ING, DASH) ist der Beitrag zur SFC-Reduzierung durch die Flächenvariabilitäten am größten.
- 4) Die Senkung des Brennstoffeintrags durch eine Leitschaufelverstellung in den Turbokomponenten ist in den Betriebspunkten in großer Höhe und im Teillast (CR, HAL, CAP und LAL) größer als in den Volllastpunkten (DASH, ING, TO).
- 5) Die Leitschaufelverstellung im HDV trägt zusätzlich zur Kühlluftmengenregelung und der variablen NDT markant zur Senkung des SFC bei, besonders im Teillast in den Betriebspunkten LAL, HAL und CAP.
- 6) Die variable Hochdruckturbine senkt einzeln den spezifischen Brennstoffverbrauch um bis zu 1,9 % im Teillast.
- 7) In Kombination mit den weiteren Variabilitäten ist der Beitrag durch die Umstaffelung der Leitschaufeln in der Hochdruckturbine nur sehr marginal, er beträgt maximal -0,66 Prozentpunkte in den Betriebspunkten HAL und CAP.

Kühlluft	HDT	HDV	NDT	Düse	Mischer	CR	HAL	DASH	ING	CAP	LAL
✓						-3,15	-3,64	-1,14	-2,62	-5,36	-6,68
			✓			-0,23	-0,12	-0,12	-0,01	-0,37	-0,73
	✓					-1,49	-2,13	-0,10	-0,14	-1,49	-1,90
	✓		✓			-1,78	-2,35	-0,23	-0,15	-1,77	-1,22
	✓	✓	✓			-2,21	-2,95	-0,49	-0,15	-3,37	-3,45
✓		✓				-3,15	-3,64	-1,24	-2,80	-5,85	-7,72
✓			✓			-3,83	-4,16	-1,39	-2,64	-5,36	-6,68
✓	✓					-3,37	-3,99	-1,24	-2,69	-5,39	-6,68
				✓	✓	-0,07	-0,04	-1,41	-3,21	-0,86	+5,92
✓		✓	✓			-3,93	-4,26	-1,51	-3,01	-5,94	-7,93
✓		✓		✓		-3,35	-3,76	-2,21	-5,42	-6,75	-8,68
✓		✓		✓	✓	-3,36	-3,78	-2,65	-6,26	-6,99	-9,35
✓		✓	✓	✓	✓	-4,04	-4,33	-3,34	-6,64	-7,18	-10,18
✓	✓	✓	✓	✓	✓	-4,41	-4,99	-3,43	-6,64	-7,84	-10,35

Tabelle 10: Relative SFC Absenkung [%] bei unterschiedlichen Kombinationen der Variabilitäten für das UCAV-Triebwerk

Abbildung 58 zeigt im oberen Teil die maximale Absenkung des spezifischen Treibstoffverbrauchs für die relevanten Betriebspunkte bei Ausnutzung aller untersuchten Variabilitäten. Im unteren Blockdiagramm der Abbildung 58 sind die Einstellungen der geometrisch variablen Triebwerkskomponenten sowie die Änderungen der Kapazität im HDV, NDT und HDT dargestellt, jeweils bezogen auf das Referenztriebwerk ohne Variabilitäten.

Durch die geometrische Modifikation des Triebwerks lässt sich das Triebwerksverhalten im Off-Design, welches ohne Variabilitäten hauptsächlich von den Komponentenkennfeldern abhängig ist, betriebspunktabhängig beeinflussen. So ist es sogar möglich, im Betriebspunkt CR, in dem das Referenztriebwerk bereits für einen minimalen SFC optimiert wurde, durch die Variabilitäten eine zusätzliche Senkung um -4,41% zu erzielen. Begründet wird diese Einsparung dadurch, dass der Auslegungspunkt auch durch die Restriktionen der kritischen Off-Design Punkte (siehe Abschnitt 3.1.2) größtenteils definiert wird. Durch Einsatz der Variabilitäten lässt sich

eine vorgegebene Schubeinstellung bei fester Betriebsbedingung durch mehrere Betriebszustände realisieren. Die Betriebspunkte können von der reinen Abhängigkeit der Komponentenkennfelder entkoppelt werden und somit der zulässige Lösungsraum im Auslegungspunkt erweitert werden.

Ein großes Einsparpotenzial an Treibstoff erhält man durch die Kühlluftmengenregelung in den „kalten“ Betriebspunkten. In diesen Punkten kann die Kühlluft komplett abgeschaltet werden, ohne die zulässige maximale Materialtemperatur in den Schaufeln der HDT zu überschreiten.

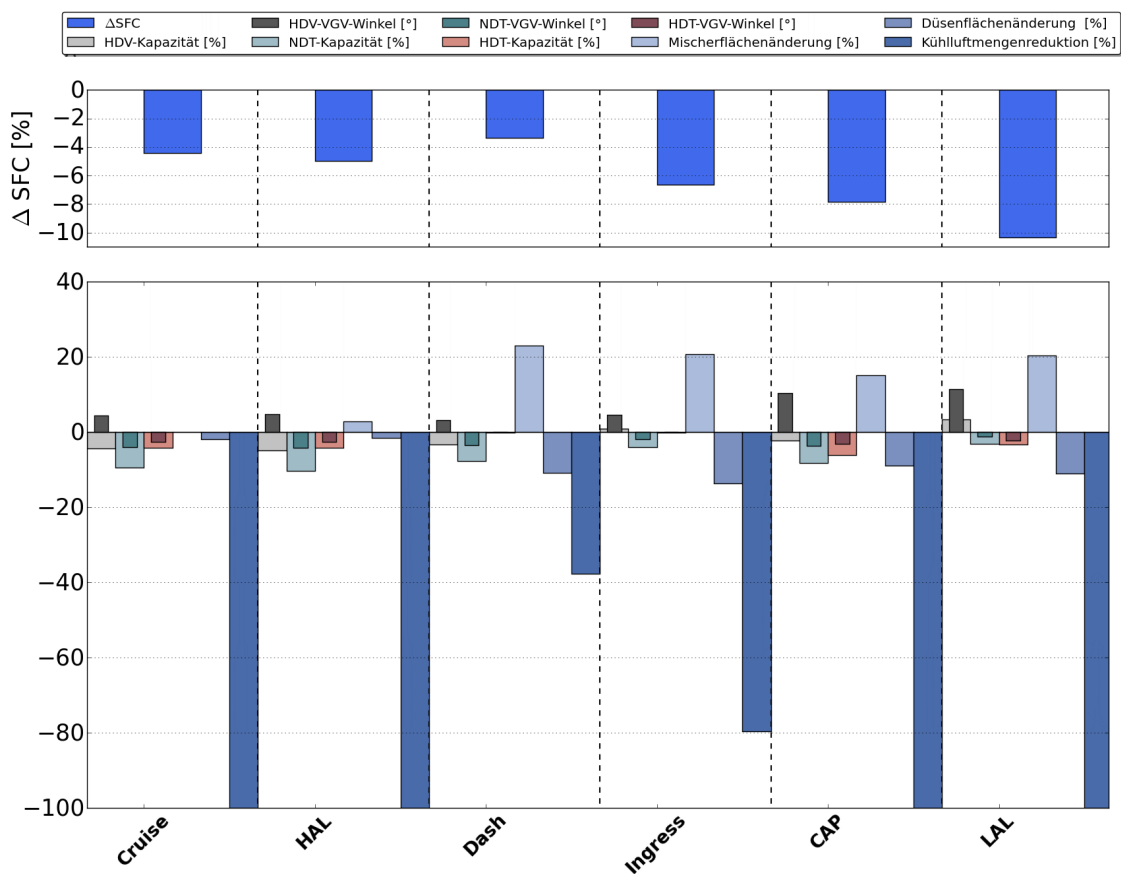


Abbildung 58: Maximale SFC Absenkung in den relevanten Betriebspunkten und dazugehörige Einstellungen der Variabilitäten

Die Lage der Betriebspunkte im Fan-Kennfeld mit und ohne Variabilitäten ist in Abbildung 59 dargestellt. Besonders interessant ist hier, dass die Betriebspunkte mit den Variabilitäten nicht auf der Linie des maximalen Wirkungsgrads liegen. Für einen minimalen SFC bei konstantem Schub wandern die Punkte durch den Einsatz der Variabilitäten zu niedrigen Massenströmen in Richtung Pumpgrenze. Trotz des schlechteren Komponentenwirkungsgrades wird der Kreisprozess insgesamt in den betrachteten Betriebszuständen verbessert. Begrenzt wird das Einsparpotenzial an Treibstoff durch den minimal zulässigen Pumpgrenzabstand in den Verdichtern. Durch

zusätzliche Verdichterstufen kann die Pumpgrenze erhöht werden, jedoch würde dies auch das Gewicht und die Länge der Maschine vergrößern.

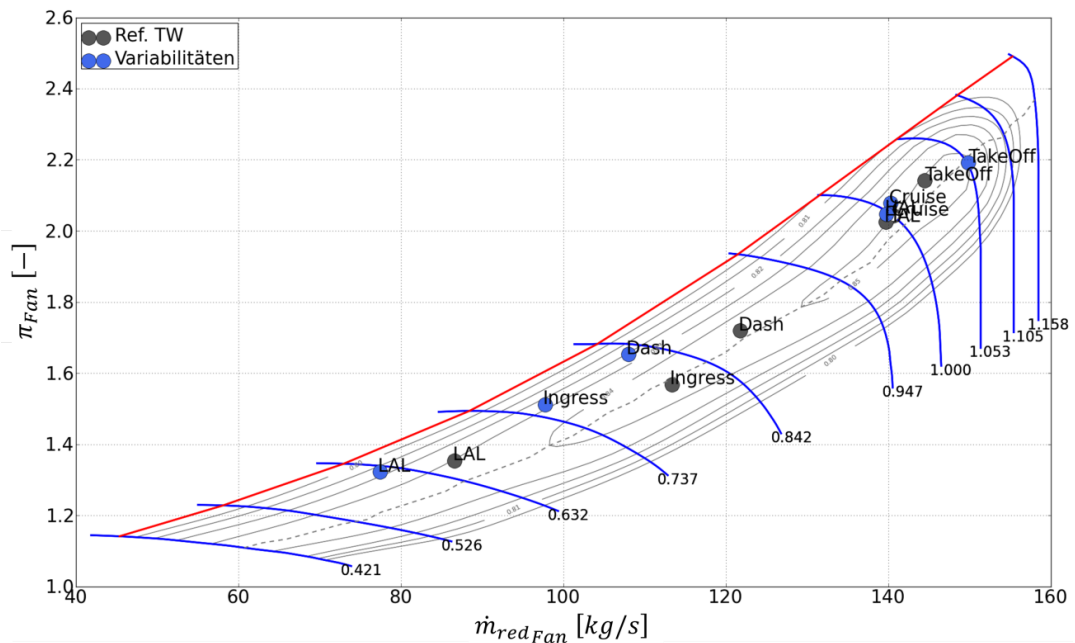


Abbildung 59: Lage der relevanten Betriebspunkte im Fan-Kennfeld für einen minimalen SFC

Abbildung 60 zeigt die relative Änderung der Kreisprozesswirkungsgrade, die durch das interne Triebwerksmatching von durchgesetztem Massenstrom, Leistungsaufteilung und Temperaturerhöhung in der Brennkammer bei konstantem Schub beeinflusst werden.

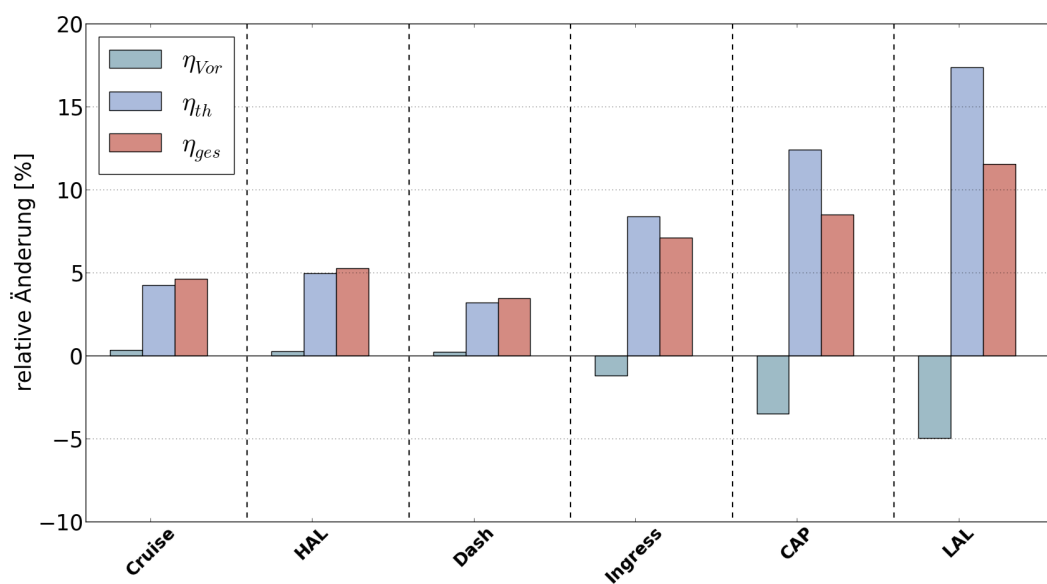


Abbildung 60: Relative Änderung der Kreisprozesswirkungsgrade in den SFC-kritischen Betriebspunkten für das UCAV-Triebwerk bei einer optimalen Verstellung der Variabilitäten zur Senkung des Brennstoffverbrauchs

3.1.5.3 Potenzial zur Senkung der kritischen Temperaturen

Schaufeltemperatur in der Hochdruckturbine

Die Turbinenschaufeln von Fluggasturbinen sind extremen Betriebsbedingungen, unter anderem hohen Temperaturen ausgesetzt. Neben den Materialeigenschaften haben die Betriebsbedingungen in der Hochdruckturbine einen direkten Einfluss auf die Bauteillebensdauer. Mit den Variabilitäten besteht eine Möglichkeit, den Betriebszustand in der Hochdruckturbine aktiv zu beeinflussen, um dadurch die Lebensdauer der Gasturbinenschaufeln zu steigern. Es zeigt sich, dass die Temperatur T_M in der ersten Schaufelreihe der Hochdruckturbine im Betriebspunkt EOR um 28,69K abgesenkt werden kann, ohne eine Modifikation im Kühlluftsystem vorzunehmen. Hierdurch werden die in diesem Betriebspunkt sehr hoch belasteten Schaufeln bei gleichem Schub thermisch entlastet. Der spezifische Brennstoffverbrauch steigt zwar um 1,64% an, jedoch ist dieser Parameter beim Take-Off nicht maßgebend, da der Anteil des Verbrauchs in diesem Betriebspunkt, bezogen auf den Gesamttreibstoffverbrauch, nur sehr gering ist.

Die Einstellungen der variablen Komponenten hierzu sind im unteren Teil der Abbildung 61 zu sehen. Der Betriebspunkt verschiebt sich im Fan-Kennfeld entlang der Line des besten Wirkungsgrads zu einem günstigeren Wert (Abbildung 62). Das Druckverhältnis und der Massenstrom fallen dementsprechend ab. Der isentrope Wirkungsgrad steigt im Fan um 1,51% an.

Abgastemperatur

Bei einem Antrieb für eine taktische Drohne mit hoher Tarnfähigkeit ist die Abgastemperatur eine weitere kritische Temperatur, da sie, neben der Abgaszusammensetzung, einen direkten Einfluss auf die IR-Signatur des Abgasstrahls hat. So ist es möglich, mit den Variabilitäten gezielt und aktiv die Abgastemperatur zu beeinflussen, um die Detektionswahrscheinlichkeit durch einen IR-Suchkopf zu minimieren. Relevant sind diese Einstellungen in den Tiefflugphasen ING und DASH, sowie in den Verweilphasen über bedrohtem Territorium CAP und LAL. In allen vier betrachteten Betriebspunkten wird die Düsenfläche vergrößert um das Nebenstromverhältnis bei nahezu konstantem Kernmassenstrom zu erhöhen. Dadurch wird der „kalte“ Massenstromanteil aus dem Bypass im Mischer erhöht und somit die durchmischte Temperatur in der Düse gesenkt. Abbildung 61 zeigt das Potenzial der Variabilitäten, die Abgastemperatur zu senken und die dafür nötigen Einstellungen der variablen Komponenten.

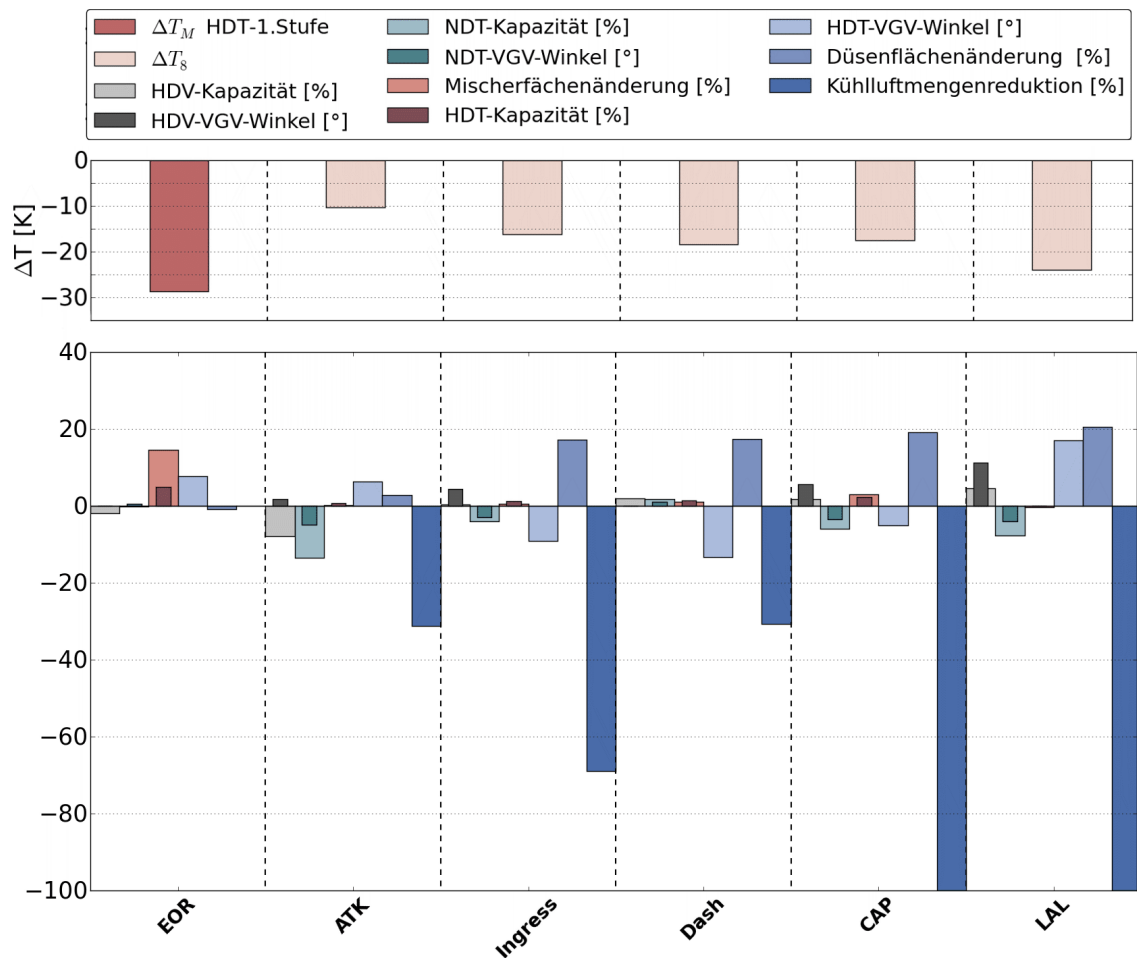


Abbildung 61: Maximale Absenkung der kritischen Temperaturen in den relevanten Betriebspunkten und die dazugehörigen Einstellungen der Variabilitäten

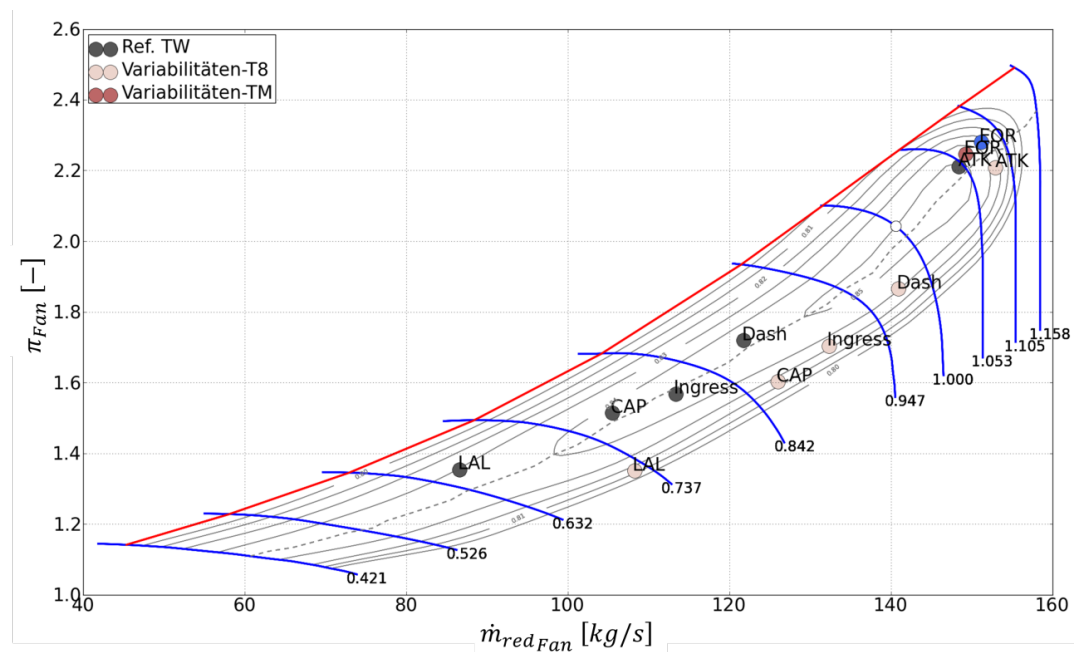


Abbildung 62: Lage der relevanten Betriebspunkte im Fan-Kennfeld bei Absenkung der kritischen Temperaturen durch die Variabilitäten

3.1.5.4 Potenzial zur Schubsteigerung

Der Schub im Betriebspunkt EOR und MTO wird limitiert durch die maximal zulässige Schaufeltemperatur in der HDT. Im Betriebspunkt DASH – dem schnellen Tiefflug an einem heißen Tag (ISA+25) – wird der Schub durch die maximale Verdichteraustrittstemperatur begrenzt. Lässt man die limitierenden Temperaturen in den beiden schubkritischen Betriebspunkten konstant und nutzt die Variabilitäten zur Schuberhöhung, so erhält man eine Schubsteigerung von

- 5,6% im Betriebspunkt EOR,
- 7 % im Betriebspunkt MTO und
- eine Erhöhung von 33% im Punkt DASH.

Auffallend ist, dass in allen drei Betriebspunkten das Kerntriebwerk gedrosselt wird, indem die Bypassmischerfläche erhöht wird. Die Arbeitslinie im HDV wird gesenkt, indem die Kapazität in der HDT erhöht wird, bei gleichzeitigem Absenken der Kapazität in der NDT (Abbildung 63).

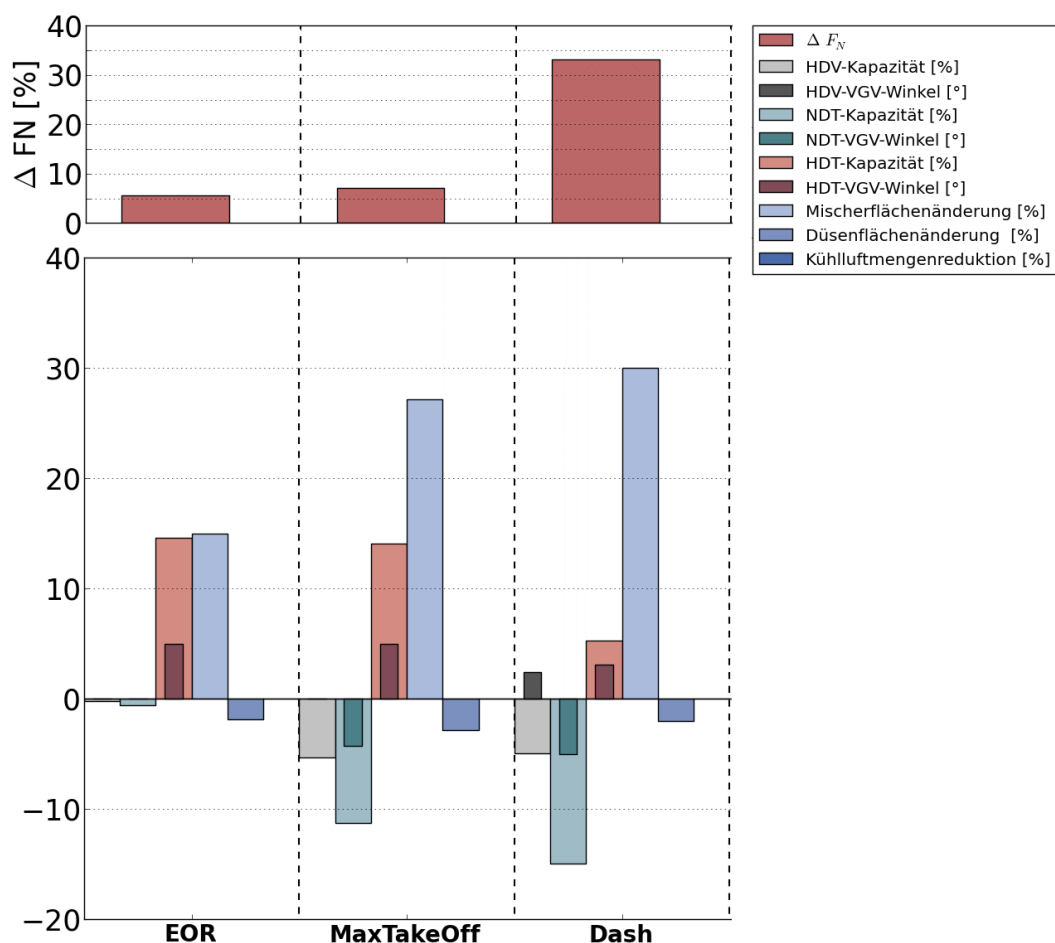


Abbildung 63: Schubsteigerung in den relevanten Betriebspunkten und die dazugehörigen Einstellungen der Variabilitäten

3.1.6 Berücksichtigung der Variabilitäten bei der Kreisprozessauslegung

Die vorherigen Kapitel zeigen, wie das Off-Design-Verhalten eines bestehenden Triebwerkmodells durch geometrisch variable Komponenten positiv und gezielt beeinflusst werden kann. Die nachfolgende Aufgabe besteht nun darin, schon bei der Auslegung des Triebwerks die Variabilitäten zu berücksichtigen und die Vorteile nutzbar zu machen.

Bei der Auslegung des Referenztriebwerks hat sich gezeigt, dass die Anforderungen in den kritischen Off-Designbetriebspunkten und die thermischen und mechanischen Restriktionen überwiegend den Designpunkt und dessen Lage in den Komponentenkennfeldern festlegen (siehe Abschnitt 3.1.3). Berücksichtigt man die Variabilitäten schon im Design, so können die Designparameter des Betriebspunkts unabhängig von den kritischen Off-Designpunkten optimal gewählt werden.

Wie in Abschnitt 3.1.1 beschrieben, ist aus Signaturgründen eine der kritischen Größen der Bauraum, der für das Triebwerk in einem UCAV zur Verfügung steht. Im vorherigen Abschnitt ist zu sehen, dass die Variabilitäten in den relevanten Betriebspunkten erheblich zur Schubsteigerung genutzt werden können. Berücksichtigt man dies bei der Auslegung, so kann der Gesamtmassenstrom durch das Triebwerk, und somit der Fandurchmesser, kleiner ausgelegt werden als im Referenztriebwerk ohne Variabilitäten, um die erforderlichen kritischen Schübe zu gewährleisten.

Die rechnerische Variation des Fandurchmessers im Designpunkt unter Berücksichtigung der Variabilitäten in den schubkritischen Missionsphasen, unter der Voraussetzung, dass im aerodynamisch hochbelasteten MCL-Betriebspunkt die mechanischen Grenzen des Triebwerks nicht überschritten werden, ergibt einen um 10,46% kleineren Fandurchmesser. Die Abbildungen 64 und 65 zeigen den Vergleich der Kreisprozesse gegenüber dem optimalen Referenzkreisprozess ohne variable Komponenten.

- A) Referenzauslegung mit variablen Komponenten
- B) VCE Konzept, bei dem die Variabilitäten im Design berücksichtigt wurden, um den Fandurchmesser um ca. 10% kleiner zu gestalten

Betrachtet man die relative Absenkung des spezifischen Brennstoffverbrauchs der beiden VCE-Auslegungen gegenüber dem Kreisprozess ohne Verstellgeometrie (Abbildung 64), so zeigt sich, dass in den hochbelasteten SFC-kritischen bzw. relevanten Betriebspunkten (CR, HAL, DASH) die VCE-Auslegung A) weniger Treibstoff verbraucht als die Auslegung B). Im unteren Teillastbereich, in den Betriebspunkten CAP und LAL dreht sich dieses Verhalten um. Bei Marschflugbedingungen (ING) ist die relative Absenkung der beiden VCE Triebwerke durch den Einsatz der Variabilitäten nahezu gleich groß.

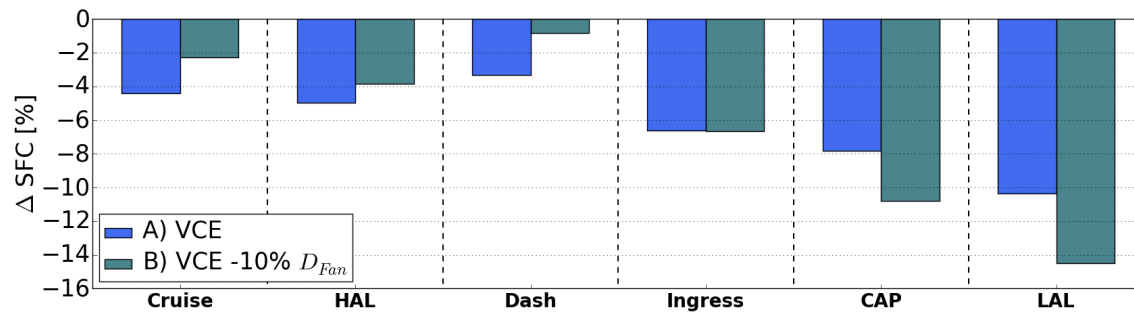


Abbildung 64: Relative Absenkung des SFC der VCE-Auslegungen gegenüber der Referenzauslegung ohne Variabilitäten

In Abbildung 65 werden die kritischen Temperaturen der beiden VCE Triebwerke gegenübergestellt. Die Absenkung der Turbineneintrittstemperatur bzw. der Schaufelmetalltemperatur T_M wird durch die Variabilitäten in der VCE Auslegung A) dazu genutzt um das Triebwerk in der Auslegung B) kleiner zu gestalten. Um den nötigen Schub im Betriebspunkt „End of Runway“ (EOR) zu erreichen wird die Temperatur wieder auf den maximal zulässigen Wert der Referenzauslegung angehoben. Insgesamt läuft das kleinere Triebwerk B) heißer als das Referenztriebwerk, wodurch sich ein Nachteil bezüglich der IR-Signatur ergibt, da die Abgastemperaturen T_g in den relevanten Missionsphasen höher liegen. Nur in den beiden tiefen Teillastpunkten CAP und LAL kann die Abgastemperatur durch die Variabilitäten auch bei der Auslegung B) leicht abgesenkt werden.

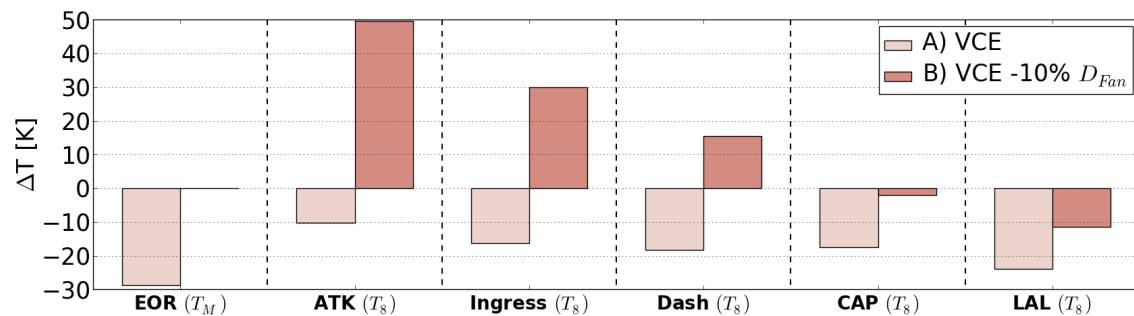


Abbildung 65: Relative Änderung der kritischen Temperaturen der VCE-Auslegungen gegenüber der Referenzauslegung ohne Variabilitäten

3.1.7 Potenzial der Variabilitäten zur Senkung des Brennstoffverbrauchs auf einer Flugmission

3.1.7.1 Stationäre Regelgesetze der variablen Komponenten

Um die Effekte der Variabilitäten vollständig bewerten zu können, muss neben einzelnen Betriebspunktanalysen auch das Potenzial der Variabilitäten auf einer gesamten Flugmission ermittelt werden. Hierzu werden, basierend auf der

bestehenden Prozesskette zur Betriebspunktoptimierung, optimierte Betriebslinien durch Variation der Flugmachzahl und der Hochdruckwellendrehzahl erzeugt. Aus diesen Rechnungen werden stationäre Regelgesetze für die einzelnen Variabilitäten abgeleitet. Diese sogenannten Schedules beinhalten die Sollwerte der Verstellungen in Abhängigkeit von Parametern, die typischerweise aus leicht messbaren Triebwerksgrößen bestehen. Die hergeleiteten Schedules werden in das GTlab-Modell des Referenztriebwerks implementiert, um so ein Triebwerksmodell mit variablen Komponenten für die gesamte Flugenveloppe zu erstellen. Mit diesem Modell werden anschließend Flugleistungsrechnungen durchgeführt.

Abbildung 66 zeigt die Einstellungen der Flächenvariabilitäten in der Schubdüse und im Zwangsmischer zur maximalen Reduktion des spezifischen Brennstoffverbrauchs. Die Verstellung im Mischer ist im hohen Lastbereich von der Flugmachzahl unabhängig. Erst ab einem Triebwerksdruckverhältnis $EPR < 1,8$ fächern sich die Kurven für den Verstellparameter auf.

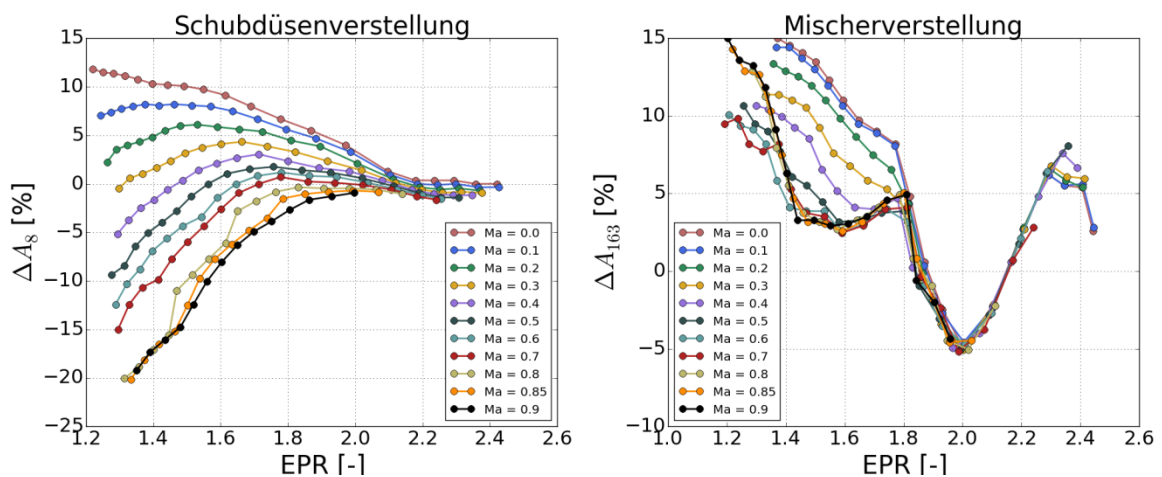


Abbildung 66: Ideale Einstellungen zur Reduzierung des SFCs in Abhängigkeit der Regelparameter EPR und Flugmachzahl bei einer Düsenflächenänderung (links) und Mischerflächenänderung (rechts)

Die Einstellungen der Leitschaufelverstellungen im HDV und in der NDT in Abhängigkeit vom Triebwerksdruckverhältnis EPR und der Flugmachzahl sind in der Abbildung 67 dargestellt. Die Stellgrößen sind im hohen EPR -Bereich nahezu unabhängig von der Flugmachzahl. Auch bei dieser Variabilität fächern sich die Kurvenscharen erst im tiefen Teillast auf.

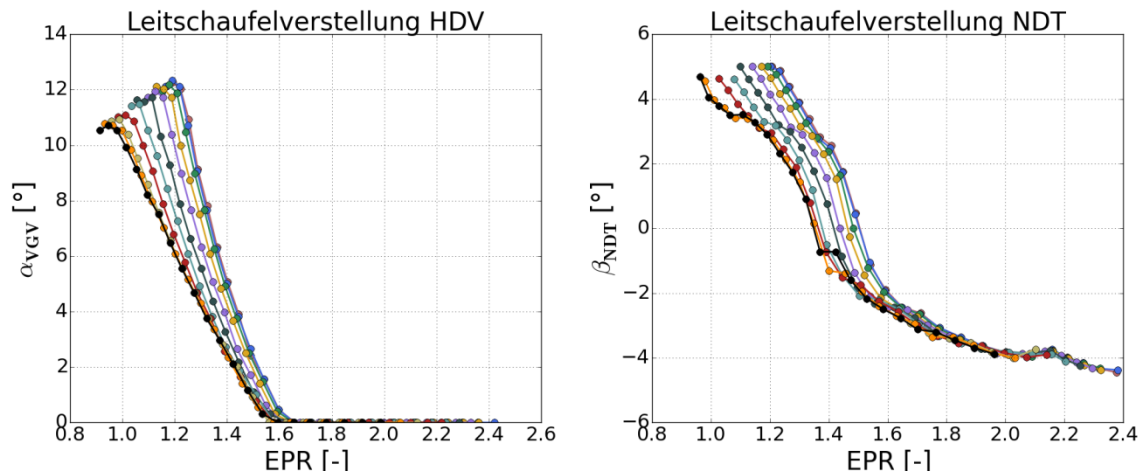


Abbildung 67: Ideale Einstellungen des Leitschaufelwinkels zur Reduzierung des SFCs in Abhängigkeit der Regelparameter EPR und Flugmachzahl im HDV (links) und in der NDT (rechts)

Die Begründung hierfür ist, dass die Einstellungen der Variabilitäten im oberen Lastbereich limitiert werden durch die maximal zulässige Schaufeloberflächentemperatur (Abbildung 68 rechts) und im unteren Bereich durch den minimal zulässigen Pumpgrenzabstand im Hochdruckverdichter (Abbildung 68 links).

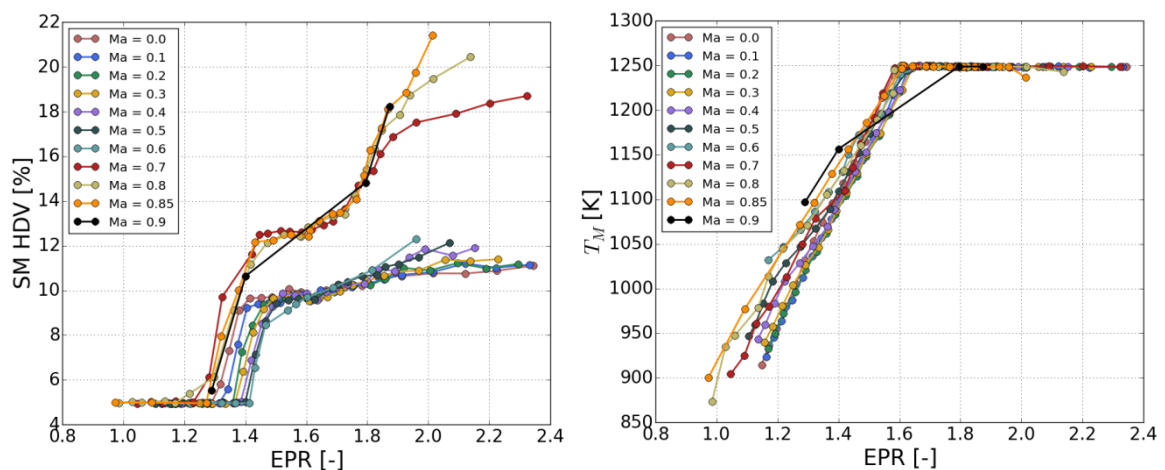


Abbildung 68: Pumpgrenzabstand im HDV (links) und Schaufeloberflächentemperatur in der ersten Statorreihe der Hochdruckturbinen (rechts) in Abhängigkeit der Regelparameter EPR und Flugmachzahl

Da die Kühlluftmenge des Referenztriebwerks für den End of Runway (ISA +25K) ausgelegt wurde, um in diesem Betriebspunkt die maximal zulässige Metalltemperatur der Schaufeln nicht zu überschreiten, ist die Kühlluftmenge in nahezu allen anderen Betriebspunkten überdimensioniert. Der Drosselfaktor zur Kühlluftmengenregelung in

Abhängigkeit von den Regelparametern EPR und Flugmachzahl ist in der Abbildung 69 links dargestellt. Zu sehen ist eine nahezu lineare Reduzierung der Kühlluftmenge vom Drosselfaktor 1 bis zur kompletten Abschaltung der Kühlluft (Drosselfaktor 0). Die Steigung bleibt dabei annähernd konstant für alle Machzahllinien.

Die Umstaffelung der Leitschaufeln in der HDT wird im oberen Lastbereich limitiert durch den minimalen Pumpgrenzabstand im HDV. In einem weiten Lastbereich ist eine Drosselung der Turbinenkapazität über eine Umstaffelung der Leitschaufeln von $\beta_{HDT} > -3,8^\circ$ nicht möglich, ohne den minimalen vorgegebenen Pumpgrenzabstand einzuhalten. Im unteren Teillastbereich erreicht man durch eine positive Winkelverstellung der Leitschaufeln eine Absenkung des SFC durch die Erhöhung der Turbinenkapazität (Abbildung 69 rechts).

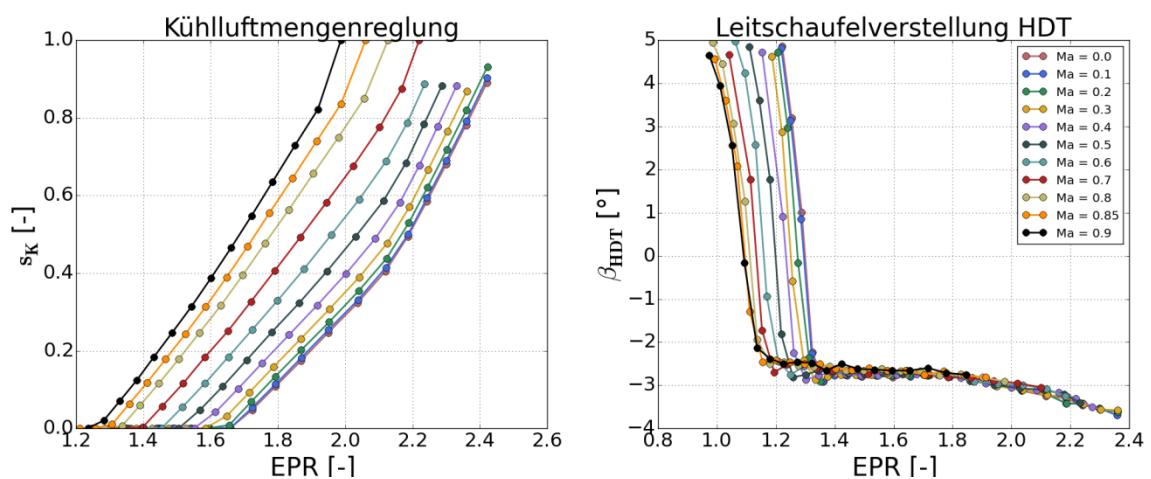


Abbildung 69: Drosselfaktor zur Kühlluftmengenregelung (links) und idealer Staffelungswinkel in der HDT (rechts) zur Reduzierung des SFC in Abhängigkeit der Regelparameter EPR und Flugmachzahl

Die Unterschiede im SFC zwischen dem Referenztriebwerk ohne variable Komponenten und dem Triebwerksmodell mit Variabilitäten, deren Verstellung über die Regel-„Schedules“ abgebildet wurde, sind für zwei Betriebslinien bei ING- und CR-Bedingungen in der Abbildung 70 zu sehen. Wie erwartet, nimmt das Potenzial zur Senkung des spezifischen Brennstoffverbrauchs im Teillast in beiden Betriebsbedingungen zu. Der größte Teil der Treibstoffeinsparung wird in diesen Flugzuständen durch die Drosselung der Kühlluftmenge erzielt. Die Turbineneintrittstemperatur ist im Vergleich zum Betriebspunkt EOR sehr moderat, daher kann größtenteils die Luftmenge zur Kühlung der HDT eingespart werden, ohne die zulässigen Metalltemperaturen zu überschreiten.

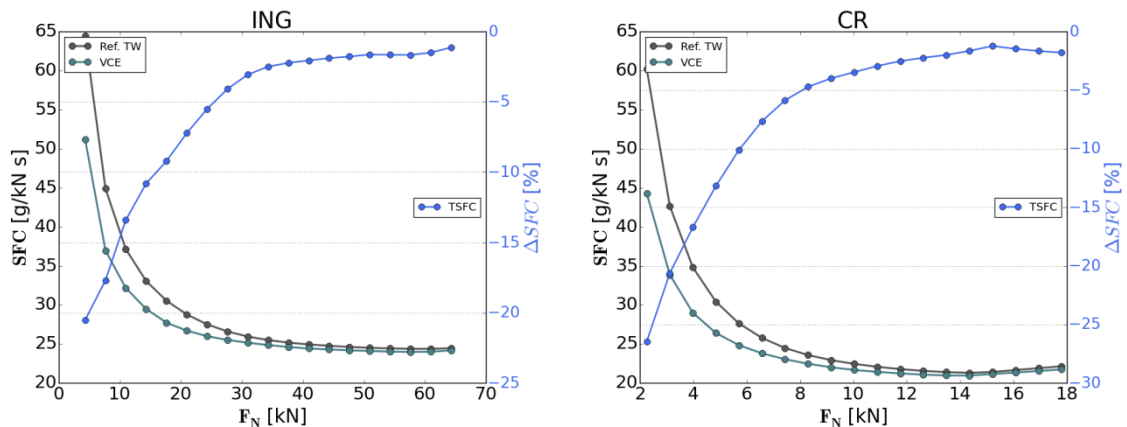


Abbildung 70: Absenkung des SFCs für die Betriebslinie bei Marschflugbedingungen (ING) und Reiseflugbedingungen (CR)

3.1.7.2 Flugleistungsrechnung

Die Missionsrechnungen werden mittels der im DLR entwickelten Software VarMission [59] durchgeführt. In diesem Programm wird das Flugzeug vereinfacht als Punktmasse betrachtet und dessen flugmechanische Charakteristik über Widerstandspolaren vorgegeben. Die Triebwerksmodelle aus GTlab werden in Form zuvor errechneter Tabellen in VarMission berücksichtigt. Diese Tabellen beinhalten für verschiedene Höhen, Flugmachzahlen und Schubeinstellungen innerhalb der Flugenvelope die relevanten Triebwerksparameter für die Flugleistungsrechnung.

Eine Mission lässt sich in VarMission durch eine Abfolge von verschiedenen vorgefertigten Flugsegmenten erstellen. Die in Abbildung 15 dargestellte Referenzmission wird aus den folgenden Segmenten modelliert:

- „Taxi-out“ und „Taxi-in“ bei 7% Nettoschub
- „TakeOff“ bei 100% Nettoschub
- Beschleunigte Steigphase bis Fluglevel 100
- Ab Fluglevel 100 steigen mit konstanter Steigrate bis zur „Cruise“-Höhe
- „Cruise“ bei konstanter Machzahl
- „Holding“ bei konstanter Höhe
- Sinken bei konstanter Machzahl und Sinkrate bis Fluglevel 100
- Sinken bei konstanter Fluggeschwindigkeit unterhalb Fluglevel 100
- Massenabwurf

Für die einzelnen Trajektorienpunkte innerhalb eines Missionssegmentes werden von VarMission unter Verwendung der Widerstandspolaren, die für das Flugzeug erforderlichen Schubanforderungen ermittelt. Aus den zuvor mittels GTlab

errechneten Antwortflächen des Triebwerks wird der Treibstoffverbrauch für den jeweiligen Flugzustand ermittelt. Dieser wird vom aktuellen Treibstoffbestand abgezogen, wodurch sich das Flugzeuggewicht von Stützstelle zu Stützstelle reduziert. Aus der Aufsummierung ermittelt VarMission den Gesamttreibstoffverbrauch für eine vorgegebene Mission.

3.1.7.3 Flugkörpermodell

Für die Missionsanalyse wird ein generisches Flugkörpermodell erarbeitet. Hierfür werden verschiedene UCAV-Konfigurationen und existierende Demonstratoren verglichen und aus den veröffentlichten Daten Annahmen für ein typisches UCAV abgeleitet. Die wichtigsten Parameter der betrachteten Fluggeräte und die getroffenen Annahmen für das generische Referenzfluggerät sind in Tabelle 11 zusammengefasst.

	X-45A	X-45C	X-47A	X-47B	BAE Taranis	Referenz
MTOW [kg]	6800	16600	2678	20190	8000	15000
Schub/Gewicht [-]	0,42	0,31	0,58	0,33	0,37	0,40
Flughöhe [m]	10700	12200	12200	12200	n/a	11000
Cruise Machzahl [-]	0,85	0,85	Unterschall	hoher Unterschall	hoher Unterschall	0,8
Nutzlast [-]	900	2040	n/a	2045	n/a	1000

Tabelle 11: Vergleich verschiedener UCAV Demonstratoren und Spezifikation des Referenzfluggeräts ([60], [61], [62])

Die flugmechanische Charakteristik des Referenzflugzeugs wird durch eine generische Widerstandspolare modelliert. Für den Vorentwurf und die Auslegung des thermodynamischen Kreisprozesses wird die Flugpolare durch ein Polynom zweiten Grades nach Gleichung (61) approximiert.

$$C_W = C_{W_0} + K \cdot C_A^2 \quad (61)$$

Im Reiseflug wird der Flugzustand mit der maximalen Gleitzahl ε_{max} angestrebt, bei dem die maximale Strecke erreicht wird. Hierfür gilt:

$$\frac{d\varepsilon}{dC_A} = 0 \quad (62)$$

Für die entsprechenden Beiwerte ergibt sich:

$$C_A = \sqrt{C_{W_0} \cdot \frac{1}{K}} \quad (63)$$

$$C_W = 2 \cdot C_{W_0} \quad (64)$$

Die Flugpolare in Gleichung (61) lässt sich somit durch zwei charakteristische Parameter bestimmen¹⁸. Diese sind:

- 1) die optimale Gleitzahl im Reiseflug ε_{max} und
- 2) der Punkt des minimalen Widerstands durch C_{W_0} .

In [63] wird ein aerodynamischer Entwurf einer UCAV-Konfiguration vorgestellt. Die Grundgeometrie (Abbildung 71) des aerodynamischen UCAV Entwurfs, mit dem Namen SACCON (**S**tability **A**nd **C**ontrol **CON**figuration), wurde in einer Task Group des Applied Vehicle Technology Panels der NATO Science and Technology Organization (STO/AVT-161) ausgearbeitet. Dieser generische Entwurf wurde im Rahmen der Forschungsprojekte UCAV-2010 und FaUSST [64] beim DLR analysiert und auf Vorentwurfsebene multidisziplinär bewertet und weiter optimiert. Dieser Entwurf wird als Basis für die Charakterisierung der Flugpolare gewählt. Der C_{W_0} Wert der Konfiguration wird in [63] aus experimentellen Daten ermittelt und für diese Arbeit mit einem ΔC_{W_0} Betrag korrigiert. Die maximale Gleitzahl für den generischen Flugkörper wird durch Vergleich mit den existierenden Demonstratoren (Tabelle 11) abgeschätzt. Die charakteristischen Parameter zur Ermittlung der Basispolare des UCAVs sind $\varepsilon_{max} = 12,25$ und $C_{W_0} = 0,008$.

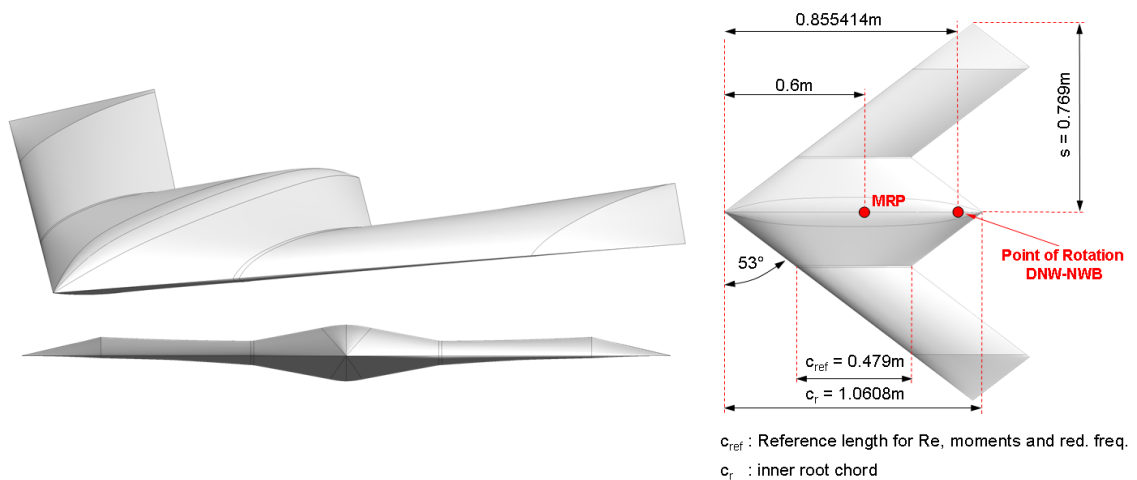


Abbildung 71: Grundgeometrie der UCAV SACCON Konfiguration [65]

¹⁸ Auf die detaillierte Herleitung wurde hier verzichtet, diese findet sich in zahlreichen einschlägigen Lehrbüchern, wie z.B. in [56] und [57].

Oberhalb einer kritischen Machzahl, bei der lokal am Flügelprofil die Strömungsgeschwindigkeit gleich der Schallgeschwindigkeit ist, kommt es zu einer Erhöhung des Widerstands, welche abhängig ist vom Flügelprofil, der Flügeldicke, der Machzahl, der Pfeilung und der Streckung [66]. Um den Einfluss der Machzahl auf den Auftriebs- und Widerstandsbeiwert zu berücksichtigen, wird ein empirischer Ansatz gewählt. In [67] wird die Gleichung der Polare erweitert und die folgende Gleichung für eine Näherung der Machzahlabhängigkeit angegeben:

$$C_W = K_1 \cdot C_{W_0} + K_2 \cdot (C_{W_{\varepsilon_{max}}} - C_{W_0}) \cdot \left(\frac{C_A - C_{A_0}}{C_{A_{\varepsilon_{max}}} - C_{A_0}} \right)^2 \quad (65)$$

K_1 und K_2 sind machzahlabhängige Faktoren, die den Anstieg des Nullwiderstands und des auftriebsabhängigen Widerstands abhängig von der Flugmachzahl angeben.

Unterhalb einer angenommenen kritischen Machzahl $Ma \leq 0,8$ werden $K_1 = K_2 = 1,0$ gesetzt. Für den transsonischen Bereich werden die Faktoren aus numerischen und experimentellen Daten für die Machzahlen 0,85 und 0,9 ermittelt. Diese sind in Tabelle 12 angegeben. Abbildung 72 zeigt die generischen Widerstandspolaren die für die Flugleistungsanalysen nach Gleichung (65) erarbeitet wurden.

Ma	$\leq 0,8$	0,85	0,9
K_1	1,0	1,30	1,48
K_2	1,0	1,38	1,5

Tabelle 12: Machzahlabhängige Faktoren zur Korrektur der Basispolare des UCAVs

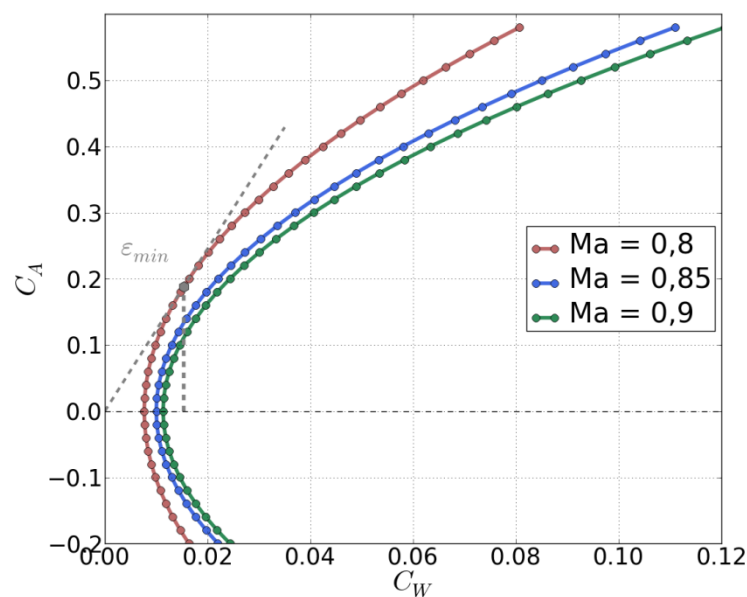


Abbildung 72: Generische Widerstandspolaren des Referenzflugzeugs

3.1.7.4 Flugmissionsanalysen

Als Referenzmission wurde eine generische Mission zur Bekämpfung von Bodenzielen (SEAD - Suppression of Enemy Air Defences) gewählt (Abbildung 15). Ein solches Einsatzszenario ist eine typische Anwendung für eine taktische Drohne. Die wichtigsten Parameter des Fluggeräts und der Mission für die Flugleistungsrechnungen sind in der folgenden Tabelle zusammengefasst:

Parameter	Wert
Startgewicht (Ref.)	15000 kg
Strukturmasse (Ref.)	8400 kg
Cruise Distanz	400 km
Dash Distanz	200 km
Verweildauer @ HAL	90 min
Verweildauer @ LAL	30 min

Tabelle 13: Basisdaten für die Missionsrechnung

Bei der Analyse der Triebwerksmodelle wird die Treibstoffkapazität für alle Rechnungen konstant gehalten. Das Startgewicht und die Strukturmasse des UCAV Modells werden je nach Triebwerksmodell variiert und vorgegeben. Die noch vorhandene undefinierte Masse, abzüglich des verbrauchten Treibstoffs nach Durchfliegen der Mission, wird als Nutzlast definiert. Für das Referenztriebwerk wird die Länge des Reiseflugs insoweit angepasst, dass die Nutzlast genau 1000 kg beträgt. Wird dieselbe, fest vorgegebene Mission mit den beiden VCE-Triebwerken simuliert, erhöht sich die Nutzlast aufgrund der Treibstoffersparnis durch den Einsatz der Variabilitäten. Die Erhöhung der Triebwerksmasse durch die zusätzliche Aktuatorik der Variabilitäten wird über eine Fallstudie berücksichtigt, bei der verschiedene prozentuale Gewichtserhöhungen, bezogen auf die Referenztriebwerksmasse, für die Flugleistungsanalysen betrachtet werden.

Triebwerksgewichte

Das Triebwerksgewicht der Referenzauslegung ohne Variabilitäten und des VCE-Triebwerks mit 10% kleinerem Fandurchmesser wird basierend auf einer Korrelation nach [68] ermittelt, in der eine Gewichtsabschätzung über thermodynamische Größen des Triebwerks vorgenommen wird. Für das Referenztriebwerk wird damit eine Masse von 1000 kg bestimmt. Für das VCE Triebwerk mit einem 10% kleineren Fandurchmesser ergibt sich eine um ca. 13% geringere Triebwerksmasse.

Eine genaue Abschätzung des Zusatzgewichts der Aktuatorik, die benötigt wird, um die Komponenten variabel zu gestalten, ist im Rahmen der Vorauslegung nicht möglich. Daher werden für die Flugleistungsrechnung verschiedene prozentuale Gewichtserhöhungen, bezogen auf die Referenztriebwerksmasse, betrachtet. Untersucht werden der ideale Fall (keine Erhöhung des Triebwerksgewichts), sowie eine Gewichtserhöhung um 5%, 10%, bis hin zu 20% aufgrund der Aktuatorik der variablen Komponenten. Für das im Durchmesser kleinere VCE Triebwerk bedeutet beispielsweise eine Erhöhung der Triebwerksmasse um 5% aufgrund der Aktuatorik, dass die Gewichtersparnis infolge des 10% kleineren Fandurchmesser teilweise aufgezehrt wird und somit effektiv das Triebwerksgewicht nur 8% geringer ist als das des Referenztriebwerks. Bei einer 20-prozentigen Erhöhung wird die Gewichtersparnis durch den kleineren Fan komplett aufgezehrt. Das Triebwerksgewicht erhöht sich effektiv um 7%. Die Strukturmasse und das Startgewicht des Fluggeräts werden entsprechend den betrachteten Fällen angepasst, wobei die Treibstoffkapazität jeweils konstant gehalten wird.

3.1.7.5 Ergebnisse der Flugmissionsrechnungen

Das VCE Triebwerk A) verbraucht auf der Referenzmission im Idealfall 3,4% weniger Treibstoff, dadurch wird die Nutzlast um 19% (190kg) erhöht. Das im Fandurchmesser um 10% kleinere VCE Triebwerk B) hat erwartungsgemäß ein etwas geringeres Potenzial. Die Treibstoffersparnis im Idealfall beträgt hierbei auf der betrachteten Mission 2,3%, wodurch sich die Nutzlast um 12,4% steigern lässt.

In Abbildung 73 sind für den idealen Fall die Treibstoffverbräuche der Triebwerksmodelle für das vorgegebene Flugprofil grafisch gegenübergestellt.

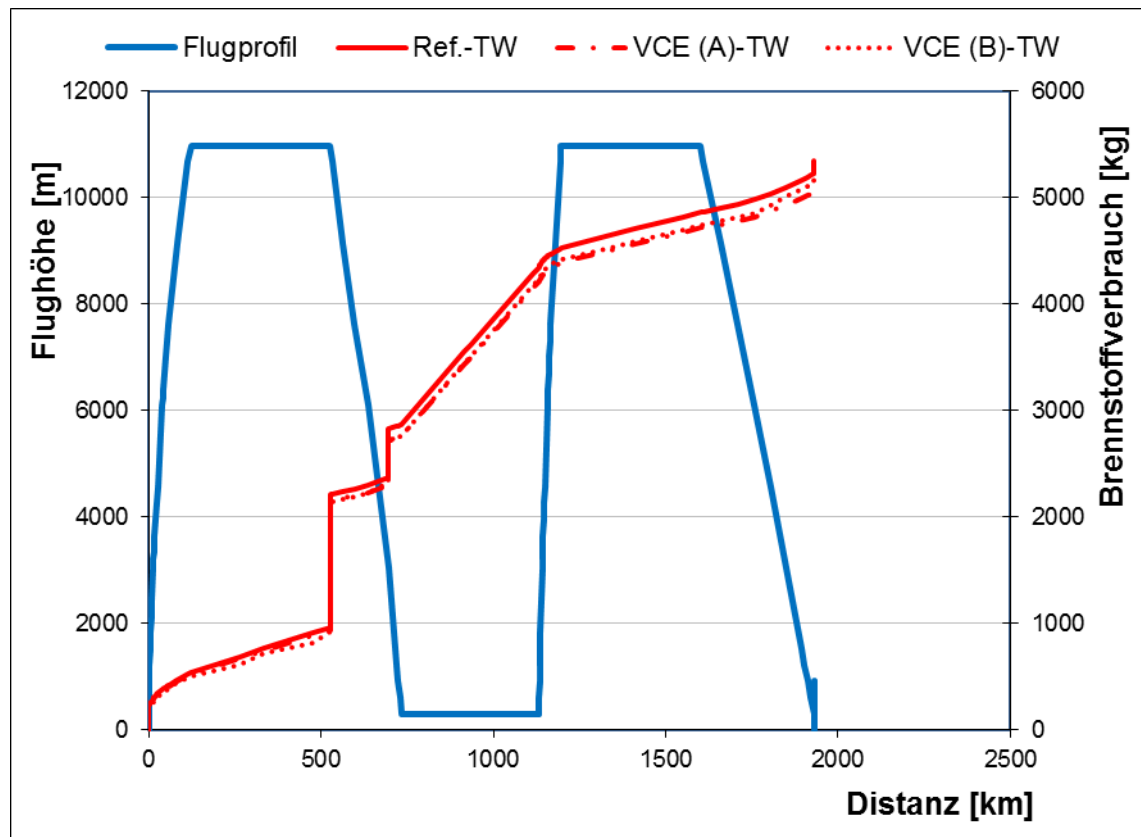


Abbildung 73: Treibstoffverbräuche der Triebwerksauslegungen für das UCAV bei einem konstanten Missionsprofil

Die Treibstoffersparnis und die daraus resultierende Erhöhung der Nutzlast ist für die unterschiedlich hohen Massenbeaufschlagungen auf das Triebwerksgewicht in Tabelle 14 zusammengetragen. Berücksichtigt werden für das VCE Triebwerk B) das geringere Gewicht aufgrund des kleineren Triebwerksdurchmessers.

Die Werte sind bezogen auf das Referenztriebwerk mit einer Nutzlast von 1000 kg und einem Treibstoffverbrauch von 5600 kg. Für den pessimistisch betrachteten Fall, bei dem durch die Variabilitäten das Triebwerksgewicht um 20% erhöht wird, erhält man für das VCE A) Triebwerk noch eine Treibstoffersparnis von 2,8%, wodurch die Nutzlast um 15% (150kg) ansteigt. Beim VCE B) Triebwerk erhöht sich das Triebwerksgewicht effektiv um 7%, der Verbrauch ist um 1,7% geringer und die Nutzlast um 9,1% höher als im Referenzfall.

TW- Gewichtserhöhung aufgrund der Variabilitäten	Zielgröße	VCE A)	VCE $-10\% \Delta D_{Fan}$ B)
0% ΔTWG	Nutzlast	+19 %	+12,4%
	Treibstoffverbrauch	-3,4%	-2,3%
+5% ΔTWG	Nutzlast	+18,2%	+11,6%
	Treibstoffverbrauch	-3,3%	-2,1%
+10% ΔTWG	Nutzlast	+17,4%	+10,8%
	Treibstoffverbrauch	-3,1%	-2,0%
+20% ΔTWG	Nutzlast	+15,7	+9,1%
	Treibstoffverbrauch	-2,8%	-1,7%

Tabelle 14: Treibstoffersparnis und die daraus resultierende Erhöhung der Nutzlast bei unterschiedlich hohem Aufschlag auf das Triebwerksgewicht

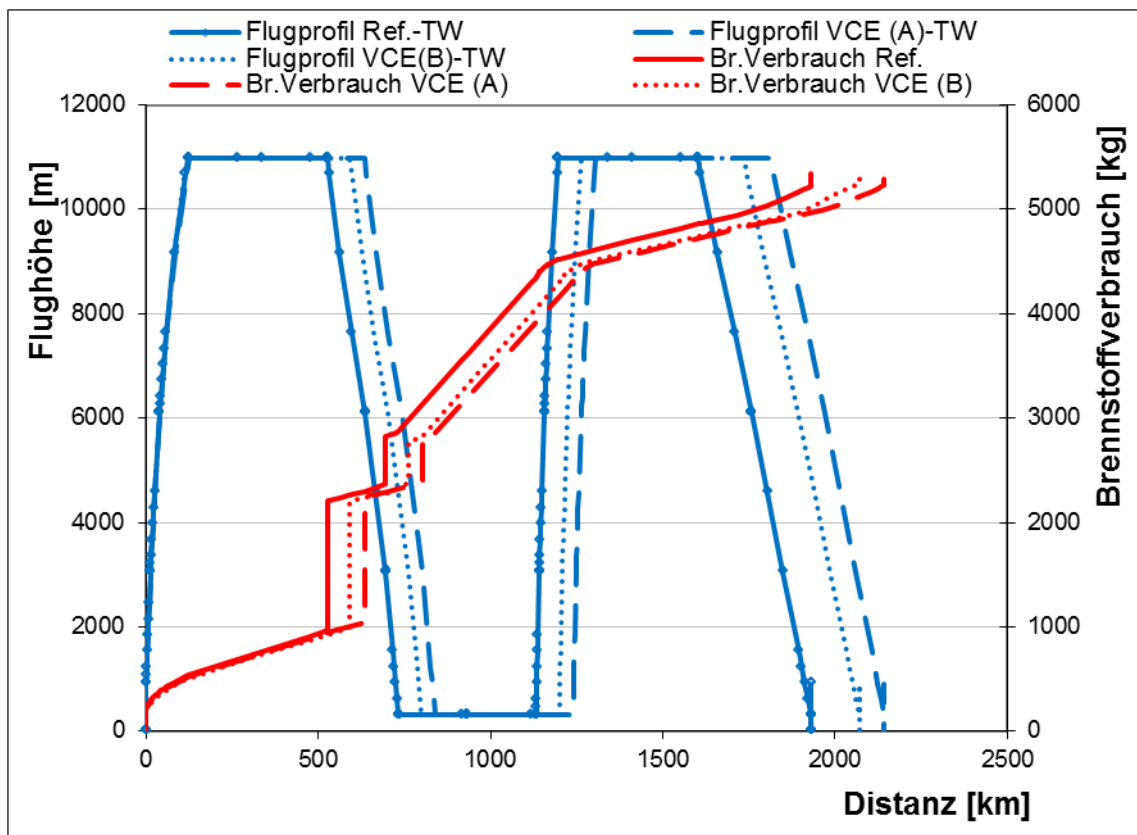


Abbildung 74: Ausnutzung der Effizienzsteigerung zur Erhöhung der Cruise-Distanz für den idealen Fall ohne einen Massenaufschlag auf das Triebwerk

Bei einer konstanten Nutzlast und Treibstoffbetankung kann die Effizienzsteigerung durch die Variabilitäten auch zur Erhöhung der Missionsreichweite genutzt werden. Abbildung 74 zeigt grafisch für den idealen Fall die Erhöhung der Cruise-Distanz und damit die Verlängerung der Gesamtmissionsreichweite der drei Triebwerke. In Tabelle 15 sind für die betrachteten Fälle die prozentualen Erhöhungen der Flugstrecke ersichtlich. Bezogen sind die Werte auf die Missionsreichweite des Referenztriebwerks von 1930 km und einer Cruise Distanz von 405 km.

TW- Gewichtserhöhung aufgrund der Variabilitäten	Zielgröße	VCE A)	VCE –10% ΔD_{Fan} B)
0% ΔTWG	Missionsreichweite	+11,0%	+7,2%
	Cruise Distanz	+25,6	+16,7%
+5% ΔTWG	Missionsreichweite	+10,5%	+6,6%
	Cruise Distanz	+24,5%	+15,6%
+10% ΔTWG	Missionsreichweite	+9,9%	+6,1%
	Cruise Distanz	+23,4%	+14,5%
+20% ΔTWG	Missionsreichweite	+8,9%	+5,1%
	Cruise Distanz	+21,1%	+12,23

Tabelle 15: Erhöhung der Reichweiten bei unterschiedlich hohem Aufschlag auf das Triebwerksgewicht

Diese Analysen zeigen das Potenzial der untersuchten Variabilitäten hinsichtlich der Verbrauchscharakteristik auf einer spezifischen Flugmission bzw. deren Erweiterung. Dabei wird das Potenzial zur Erhöhung der Reichweite bzw. der Nutzlast durch die Flugleistungsrechnungen beziffert. Schneeballeffekt die sich aufgrund der höheren Triebwerksmasse ergeben und sich auf die Widerstandspolare auswirken werden bei diesen Potenzialbewertungen nicht berücksichtigt. Ein weiterer interessanter Aspekt von VCE Triebwerken ist die Interaktion zwischen integriertem Triebwerkseinlauf und dem Flugkörper. Durch die teilweise Entkopplung des Triebwerksschubs vom durchgesetzten Massenstrom lässt sich der Überlaufwiderstand minimieren, der entsteht, wenn der Massestrom in den Triebwerkseinlauf größer ist als der Massenstrombedarf des Triebwerks. Um diese Effekte zu quantifizieren, sind weitere detaillierte Studien aufbauend auf diesen Untersuchungen nötig und nicht Gegenstand dieser Arbeit.

3.2 Antriebskonzept für ein Geschäftsreiseflugzeug

3.2.1 Referenzkonfiguration

Für den zweiten Anwendungsfall wird ein Triebwerksmodell gewählt, das dem Triebwerk BR725 der Firma Rolls-Royce Deutschland nachempfunden ist. Das BR725 ist ein modernes Turbofantriebwerk, das für das Geschäftsreiseflugzeug Gulfstream G650 entwickelt wurde. Als Ausgangsbasis für die Nachmodellierung dienen die von der ICAO in der Emissionsdatenbank [1] veröffentlichten Spezifikationen des Triebwerks. Zunächst wird eine Optimierung durchgeführt mit dem Ziel, die Designparameter so zu wählen, dass die in der ICAO Datenbank angegebenen Treibstoffverbräuche der vier ICAO-Zertifizierungspunkte so genau wie möglich getroffen werden. Als Nebenbedingungen werden das Nebenstromverhältnis und das Gesamtdruckverhältnis für den 100% Schubpunkt aus der ICAO Datenbank vorgegeben, sowie der in [69] angegebene Fandurchmesser.

Bei der Auslegung des Kreisprozesses und der Festlegung der Designparameter des Modells werden die in der Tabelle 16 aufgelisteten Betriebspunkte einbezogen:

Betriebspunkt	Flugmach- zahl [-]	Flughöhe [ft] bzw. [m]	ΔT_{ISA} [K]	$\frac{F_N}{F_{NTO}}$ [-]
MTO - EOR	0,15	0ft (0m)	25	1
CR (MDP)	0,85	45000ft (13716m)	0	0,132
MCL	0,875	41000ft (12496m)	0	0,198
ICAO - TO	0,0	0ft (0m)	0	1
ICAO - Climb	0,0	0ft (0m)	0	0,85
ICAO - Approach	0,0	0ft (0m)	0	0,30
ICAO - Taxi out	0,0	0ft (0m)	0	0,07

Tabelle 16: Spezifikation der Betriebspunkte für die Auslegung des BR725 Triebwerks

Als Designpunkt (engl. Master Design Point, MDP) wurde ein mittlerer Reiseflugbetriebspunkt festgelegt (CR). Die in diesem Betriebspunkt angenommenen

Parameter sind in Tabelle 17 zusammengetragen. Die vorgegebenen Güteparameter der Turbokomponenten spiegeln das heutige Technologieniveau für Triebwerke dieser Größenklasse wieder und wurden mit Hilfe von [54] ermittelt. Abbildung 75 zeigt das Ergebnis der Modellierung des BR725 Triebwerks im Vergleich zu den von der ICAO veröffentlichten Treibstoffverbräuchen der vier Zertifizierungspunkte.

Triebwerkskomponente	Designwerte
Isentrope Wirkungsgrade [-]	
Fan Core	0,95
Fan Bypass	0,9
HDV	0,82
HDT	0,91
NDT	0,91
Druckverlustbeiwerte [-]	
Einlauf	0,99
Brennkammer	0,96
Bypasskanal	0,96
Abgassystem	0,96
weitere Komponenten-Gütegrade [-]	
Brennkammer	0,99
Niederdruckwelle	0,99
Hochdruckwelle	0,99
Mischer	0,8

Tabelle 17: Annahmen zum Technologielevel bei der Auslegung des BR725 Triebwerks

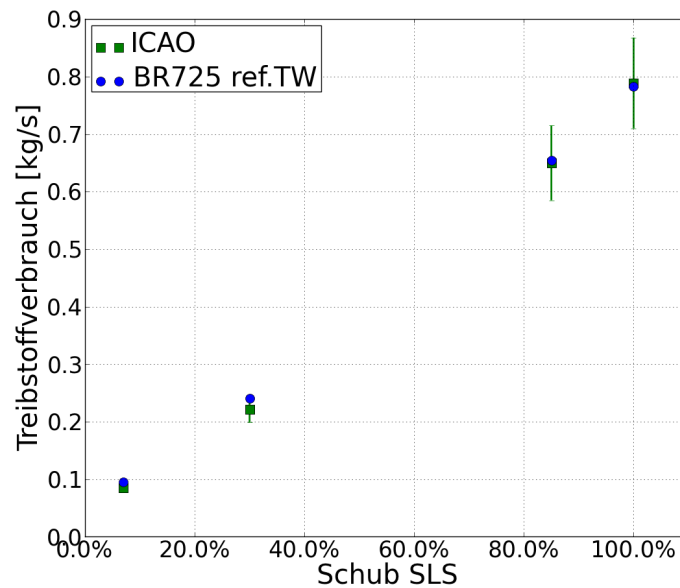


Abbildung 75: Gegenüberstellung der Treibstoffverbräuche in den vier ICAO-Betriebspunkten bei der Nachmodellierung des BR725 Triebwerks

Das Modell zeigt in den hohen Lastpunkten (100% und 85% SLS Schub) eine sehr genaue Übereinstimmung mit dem von der ICAO angegebenen Treibstoffverbrauch auf. Die Abweichungen im spezifischen Brennstoffverbrauch liegen in diesen beiden Betriebspunkten unterhalb von 1%, die durch Fehlerbalken in Abbildung 75 dargestellt sind. Im unteren Teillastbereich hängt das Triebwerksverhalten stark von der Teillastcharakteristik der Turbokomponenten sowie den Regelgesetzen für Stabilitätsmaßnahmen (z. B. Control Bleeds) ab. Die Kennfelder der Komponenten werden, besonders bei Neuentwicklungen, von den Triebwerksherstellern nicht veröffentlicht. Da die genauen Kennfelder der Turbokomponenten des BR725 nicht vorliegen wird das Teillastverhalten der Komponenten im Off-Design über skalierte Kennfelder von Komponenten mit einer ähnlichen Geometrie abgebildet. Daher nimmt die Abweichung in den beiden tiefen Teillastpunkten 30% und 7% SLS Schub zu. Im tiefen Teillastbereich beträgt die Abweichung 8,5%. Zur Abschätzung des Potenzials der Variabilitäten für die zivile Anwendung wird das Triebwerksmodell als ausreichend genau erachtet.

3.2.2 Potenzialstudie

Bei einem Antriebskonzept für die zivile Anwendung stehen die Wirtschaftlichkeit und die Umweltverträglichkeit im Vordergrund. Daher sind der spezifische Brennstoffverbrauch und die Emissionen bei der Triebwerksauslegung von besonderer Bedeutung. Bei der Potenzialstudie der Variabilitäten wird dementsprechend der Fokus auf die Reduzierung des Treibstoffverbrauchs im Teillast gelegt und, zur

Reduzierung des Strahl lärms, die Verminderung der Strahlgeschwindigkeit in kritischen lärmrelevanten Betriebspunkten betrachtet. Das Potenzial zur Senkung des spezifischen Brennstoffverbrauchs der einzelnen Variabilitäten und bei Kombination der Variabilitäten ist in Tabelle 18 zusammengetragen.

Kühl uft	HDT	HDV	NDT	Düse	Misch er	CR (MDP)	ICAO - TO	ICAO - Climb	ICAO - Approach	ICAO - Taxi out
✓						-2,2	-2,64	-3,47	-8,15	-9,92
			✓			-0,35	-0,33	-0,06	-0,94	0,00
	✓					-0,29	-0,52	-0,47	-0,74	-0,64
	✓		✓			-0,66	-0,86	-0,55	-1,10	-0,73
	✓	✓	✓			-0,80	-1,08	-0,83	-2,97	-4,37
✓		✓				-2,20	-2,64	-3,47	-9,30	-12,96
✓			✓			-2,80	-3,33	-3,77	-8,22	-9,92
✓	✓					-2,20	-2,66	-3,47	-8,16	-10,84
				✓	✓	-1,11	-1,49	-2,16	-2,51	-0,69
✓		✓	✓			-2,83	-3,31	-3,86	-9,36	-13,62
✓		✓		✓		-3,62	-3,79	-5,40	-10,60	-13,41
✓		✓		✓	✓	-3,67	-3,79	-5,40	-11,65	-14,26
✓		✓	✓	✓	✓	-4,34	-3,99	-5,42	-11,17	-14,93
✓	✓	✓	✓	✓	✓	-4,30	-4,54	-5,42	-11,77	-15,36

Tabelle 18: Relative SFC Absenkung [%] bei unterschiedlichen Kombinationen der Variabilitäten für das BR725 Triebwerksmodell

Wie beim Triebwerksmodell des UCAV tragen die Kühlluftmengenregelung und die variable Niederdruckturbine einzeln beträchtlich zur SFC Reduktion bei. Auch bei diesem Triebwerksmodell zeigt sich, dass die Randbedingungen der kritischen Off-Design Betriebspunkte den Designpunkt faktisch festlegen. Die Variabilitäten bieten zusätzliche Freiheitsgrade im Designprozess und ermöglichen es dadurch, die Designparameter so zu verstellen, dass auch im Designpunkt (CR) der Brennstoffverbrauch gesenkt werden kann. Berücksichtigt man die Variabilitäten schon bei der Kreisprozessauslegung, lassen sich die thermodynamischen Designparameter nahezu losgelöst von den Restriktionen der kritischen Off-Design Punkte wählen.

Abbildung 76 zeigt die relative Reduzierung der mittleren Strahlgeschwindigkeit im Abgasstrahl durch Anpassen des Kreisprozesses mittels der betrachteten Variabilitäten. Die Strahlgeschwindigkeit wirkt sich mit der achten Potenz auf die akustische Schallleistung des Strahls aus [70], daher trägt die Reduzierung besonders effektiv dazu bei, den Strahlärm zu senken.

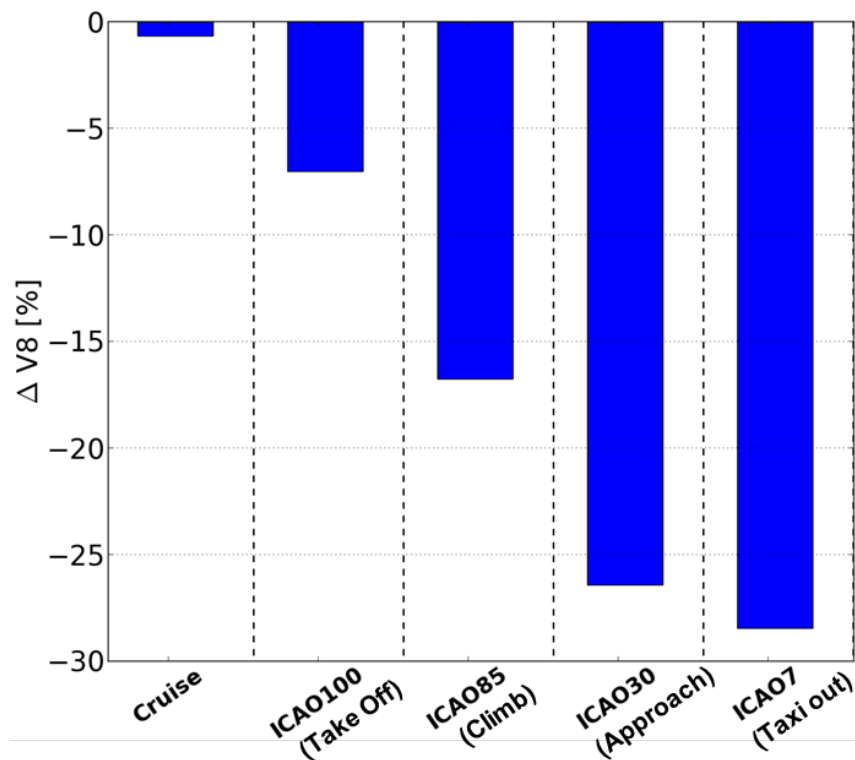


Abbildung 76: Relative Reduzierung der mittleren Strahlgeschwindigkeit im Abgasstrahl mittels der Variabilitäten zur Senkung des Strahlärms

3.2.2.1 Flugzeugmodell

Zur Potenzialabschätzung der Variabilitäten auf einer Mission wird ein Flugzeugmodell gewählt, das angelehnt an das Geschäftsreiseflugzeug G650 der Firma Gulfstream generiert wurde. Als Basis hierfür dienen Widerstandspolaren der G550 [71], die mit dem Flugzeugentwurfs- und -analyseprogramm Piano [72] hergeleitet wurden. Um die Flugleistungsdaten der G650 annähernd zu erzielen, wurden diese Polaren modifiziert. Das Ziel der Modellierung lag dabei nicht bei der möglichst genauen Abbildung der G650, sondern bei der Generierung eines geeigneten Referenzflugzeugmodells für die Flugmissionsanalysen. Eine Zusammenfassung der Flugleistungsdaten der G650 findet sich in [73] und [74]. Die benötigten Geometrieparameter des Referenzflugzeugmodells wurden aus [75] entnommen. In Tabelle 19 sind die wichtigsten Parameter für die Flugleistungsrechnung zusammengetragen. Die aus diesen Daten resultierenden Widerstandspolaren sind in Abbildung 77 dargestellt.

Massen	
Maximales Startgewicht (MTOW)	45178 kg
Maximale Treibstoffmasse (MFC)	20049 kg
Maximales Landegewicht (MLW)	37875 kg
Null-Treibstoff Gewicht (MZFW)	27442 kg
Grund- oder Basis-Betriebsgewicht (OEW)	24494 kg
Maximale Nutzlast	2948 kg
Maximale Nutzlast bei MFC	816 kg
Leistung	
Maximale Reichweite	12964 km
Reiseflugmachzahl (Nominal)	0,85
Reiseflugmachzahl (Maximal)	0,90
Initiale Reiseflughöhe	12497 m
Maximale Reiseflughöhe	15545 m
Geometrie	
Spannweite	30,36 m
Flügelfläche	119,19 m ²
Streckung	7,73

Tabelle 19: Flugleistungsdaten und Geometrieparameter des Referenzflugzeugmodells basierend auf Daten der G650 ([73], [74] und [75])

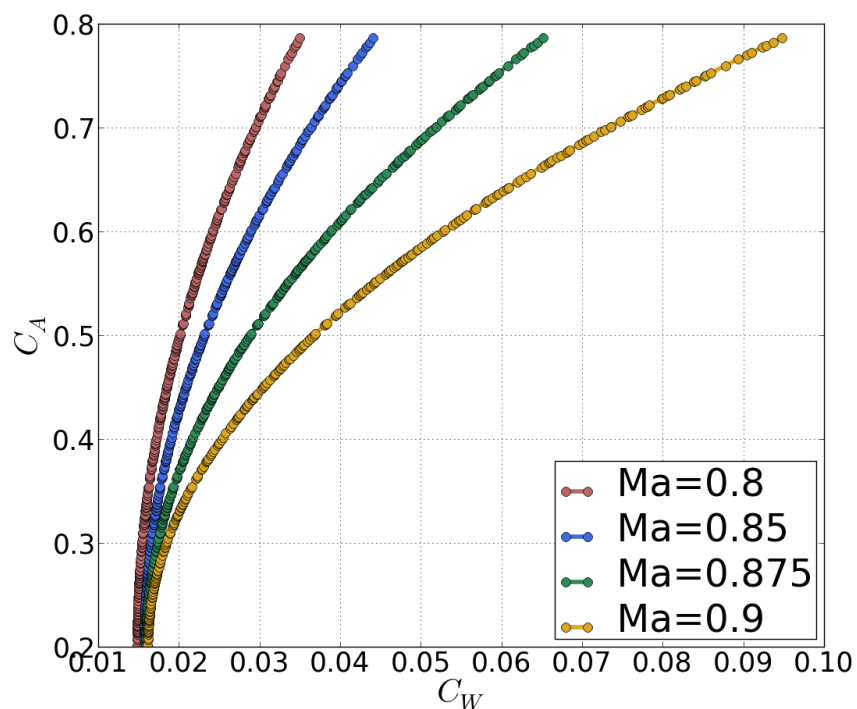


Abbildung 77: Generische Widerstandspolaren des Referenzflugzeugmodells

3.2.2.2 Flugmissionsanalysen

Als Referenzmission wird eine Flugstrecke mit maximaler Nutzlast und bei maximaler Treibstoffmenge (MFC) ausgewählt. Es werden übliche Steig- und Sinkflugraten vorgegeben. Der Flughafennahbereich unterhalb 914m (3000ft) wird mittels des von der ICAO festgelegten LTO-Zyklus, bestehend aus vier Betriebsphasen mit unterschiedlichen Verweildauern und Schubvorgaben abgebildet. Diese sind in Tabelle 20 wiedergegeben.

LTO Betriebsphase	Schubniveau [%]	Zeitanteil [min]
Rollen vor dem Start (Taxi-out/Idle)	7	11.0
Start (TakeOff)	100	0.7
Steigflug (Initial Climb)	85	2.2
Landeanflug (Approach/Landing)	30	4.0
Rollen nach der Landung (Taxi-in/Idle)	7	5.0

Tabelle 20: Annahmen zum LTO-Zyklus

Die Reiseflugphase wird mit einem Stufensteigflug (step climb) bei 50% Reiseflugdistanz von Flugfläche 360 (10972m) auf 450 (13716m) simuliert. Bei den Analysen wird jeweils ein Reservekraftstoffanteil von 5%¹⁹ berücksichtigt. Abbildung 78 zeigt das Ergebnis der Flugleistungsrechnung des VCE-Triebwerksmodells gegenüber dem des Referenztriebwerks bei gleicher Abflugmasse und einem fest vorgegebenen typischen Langstreckenflugprofil. Bei einer angenommenen Flugmachzahl von 0,875 und der maximalen Treibstoffmasse beträgt die Gesamtflugdistanz 11436km²⁰, wovon 10130km die Reiseflugdistanz ist. Das Flugzeugmodell verbraucht mit dem VCE-Triebwerksmodell für das vorgegebene Flugprofil 4% (752kg) weniger Treibstoff.

Ein wichtiges Kriterium bei einem Geschäftsreiseflugzeug ist die Reichweite. Wird der geringere Treibstoffverbrauch des VCE Triebwerks genutzt um die Reiseflugdistanz zu verlängern, erhöht sich die Gesamtflugdistanz um 4,7% (534km) bei voller Ausnutzung der maximalen Treibstoffmasse (siehe Abbildung 79). Das Potenzial zur Treibstoffeinsparung hängt stark von der Reiseflugmachzahl ab. Tabelle 21 zeigt die Resultate der Flugleistungsrechnung bei unterschiedlichen Flugmachzahlen. Es wird deutlich, dass das Potenzial bei höheren Reiseflugmachzahlen abnimmt, da der CR-Betriebspunkt in den hohen Lastbereich wandert, in dem die Variabilitäten weniger effektiv sind.

¹⁹ Richtlinien der Joint Aviation Authorities (JAR-OPS 1.255)

²⁰ Das entspricht nicht der maximalen Reichweite aufgrund der höheren Flugmachzahl.

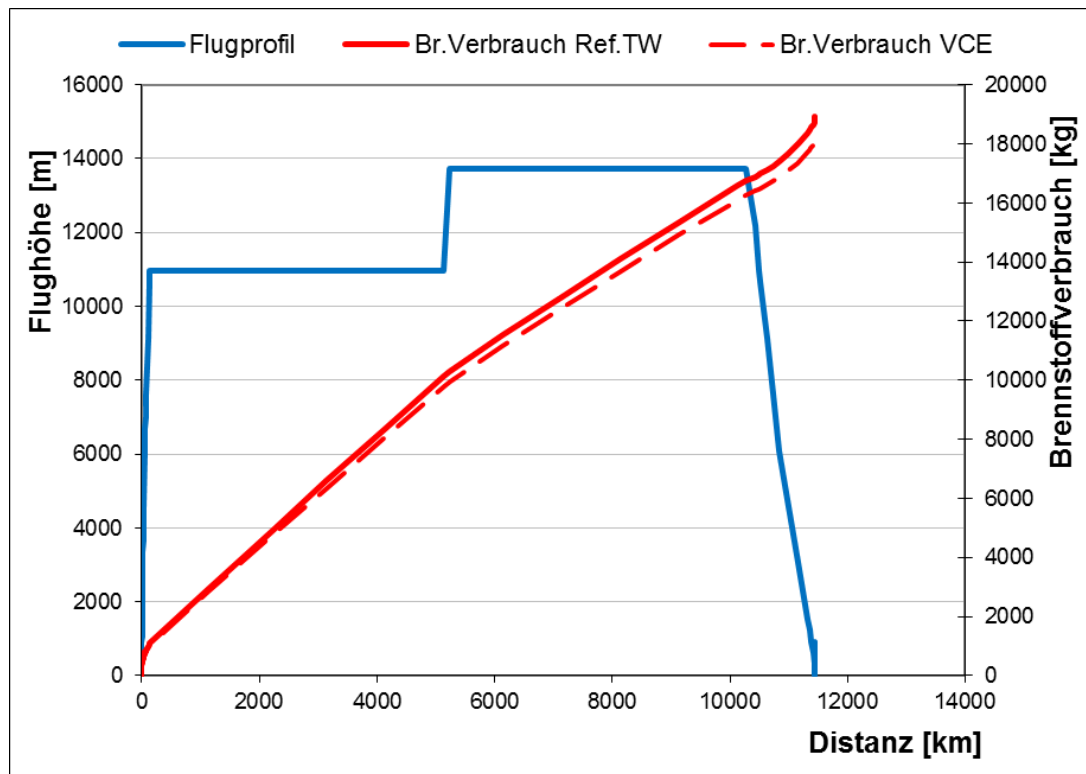


Abbildung 78: Potenzial der Brennstoffeinsparung bei einem fest vorgegeben Flugprofil und einer Reiseflugmachzahl von 0,875

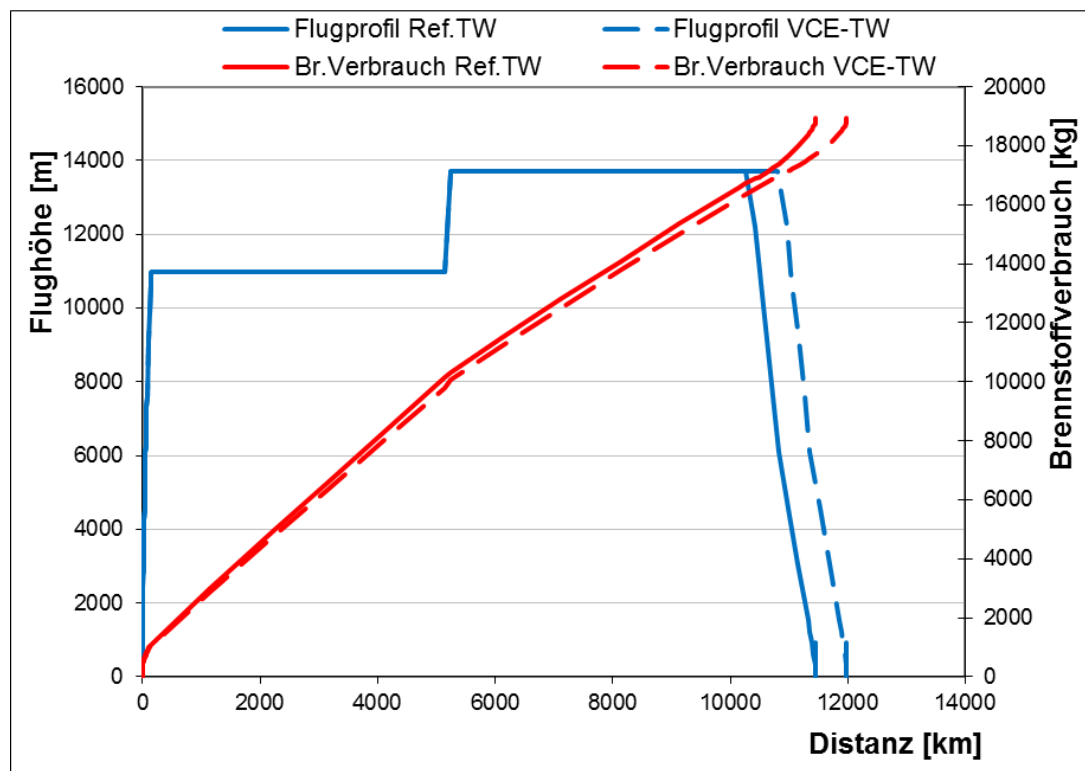


Abbildung 79: Potenzial zur Erhöhung der Reiseflugdistanz bei konstanter Nutzlast und einer Reiseflugmachzahl von 0,875

Reiseflugmachzahl	Treibstoffeinsparung bei konstantem MTOW und vorgegebener Reichweite	Reichweitenerhöhung bei konstanter Nutzlast und Ausnutzung der maximalen Treibstoffmasse
0,8	5,6% (1053 kg)	6,5% (857 km)
0,85	4,6% (875 kg)	5,5% (659 km)
0,875	4,0% (752 kg)	4,7% (534 km)
0,9	3,5% (659 kg)	4,1% (447 km)

Tabelle 21: Potenzial zur Treibstoffeinsparung und zur Erhöhung der Reichweite bei unterschiedlichen Flugmachzahlen.

4 Zusammenfassung und Ausblick

In der vorliegenden Arbeit wurde das Potenzial von mehreren geometrisch variablen Triebwerkskomponenten zur gezielten Verbesserung des thermodynamischen Kreisprozesses ermittelt. Hierzu wurde das im DLR entwickelte Leistungssyntheseprogramm GTlab so erweitert, dass die Simulation von geometrisch variablen Komponenten in einem Triebwerksmodell ermöglicht wird. Die Methodik wurde angewandt, um erstmalig systematisch das Potenzial von „Variable Cycle Engine“-Konzepten für die Unterschallanwendung zu ermitteln. Hierzu wurden zwei generische Anwendungsfälle betrachtet:

1. Ein Triebwerkskonzept für eine agile und hoch gepfeilte UAV-Flugzeugkonfiguration
2. Ein Antriebskonzept für ein Geschäftsreiseflugzeug

Zunächst wurden in dieser Arbeit die besonderen Anforderungen an das Antriebssystem für ein UCAV beschrieben und die kritischen Restriktionen, die den Kreisprozess festlegen, hervorgehoben.

Für beide Anwendungsfälle wurde als Referenz für die Analysen mittels einer Mehrkriterienoptimierung jeweils ein konventionelles gemischtes Turbofantriebwerk ohne geometrisch variable Komponenten ausgelegt. Um die Kausalitäten zwischen den einzelnen thermodynamischen Größen zu analysieren und das Komponenten-„Matching“ bei einer Geometrieänderung zu verstehen, wurden anhand des Triebwerkskonzepts für das UAV durch Parameterstudien die Einflüsse der einzelnen Variabilitäten untersucht. Hierzu wurden an verschiedenen Betriebspunkten – bei Vollast, im mittleren und im tiefen Teillastbereich – die Geometrie der einzelnen verstellbaren Komponenten modifiziert und die Einflüsse auf die Kreisprozessparameter erfasst, um schließlich das Potenzial bei Kombination der Variabilitäten für verschiedene Zielgrößen zu ermitteln. Hierbei zeigte sich, dass

- die effektivste Variabilität zur Senkung des spezifischen Brennstoffverbrauchs die Kühlluftmengenregelung darstellt, besonders in tiefen Teillastpunkten.
- die kombinierte Anwendung der beiden Flächenvariabilitäten in der Schubdüse und im Zwangsmischer den spezifischen Brennstoffverbrauch nur sehr marginal senken. Jedoch lässt sich durch diese Kombination der Betriebsbereich des Triebwerks erweitern. Den größten positiven Einfluss auf

den Brennstoffverbrauch erhält man durch die Flächenvariabilitäten bei niedriger Höhe und hohen Flugmachzahlen.

- die Leitschaufelverstellung in den Turbokomponenten am effektivsten in großer Flughöhe und im Teillastbereich auf den Brennstoffverbrauch wirken.

Für die beiden Anwendungsfälle erfolgte anschließend die Kreisprozessauslegung eines „Variable Cycle Engine“ – Konzepts, indem stationäre Regelgesetze für die einzelnen Variabilitäten hergeleitet wurden. Hierbei hat sich gezeigt, dass die optimalen Einstellungen der geometrisch variablen Komponenten zur gezielten und maximalen Beeinflussung einer Zielgröße von verschiedenen Faktoren, wie zum Beispiel die Kennfeldcharakteristika der Turbokomponenten, die Lage der Betriebspunkte in den Komponentenkennfeldern und der Zustand der durchströmten Kanäle (gesperrt, nicht gesperrt) abhängen und sich gegenseitig beeinflussen. Aufgrund dieser Wechselwirkungen der Komponenten erfolgte die Herleitung der stationären Regelgesetze der Variabilitäten auf Gesamtsystemebene unter Verwendung eines numerischen Algorithmus.

Durch Flugleistungsrechnungen wurden das Potenzial zur Senkung des Treibstoffverbrauchs auf einer Flugmission und der Einfluss auf die Reichweite ermittelt. Die aerodynamischen Eigenschaften der Flugzeuge wurden bei den Flugleistungsanalysen über generische Widerstandspolaren für verschiedene Flugmachzahlen modelliert. Die Erhöhung der Triebwerksmasse durch die zusätzliche Aktuatorik der Variabilitäten wurde über eine Fallstudie berücksichtigt, bei der verschiedene prozentuale Gewichtserhöhungen, bezogen auf die Referenztriebwerksmasse, für die Flugleistungsanalysen betrachtet wurden.

Für den ersten Anwendungsfall wurden zwei VCE-Konzepte ausgelegt. Das VCE-Konzept A) zeigte auf einer generischen Mission eine Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs um ca. 3%. Beim VCE-Konzept B) wurde die Leistungssteigerung durch die Variabilitäten genutzt um den Fandurchmesser 10% kleiner zu gestalten, da der Bauraum erfahrungsgemäß sehr begrenzt ist. Der Kraftstoffverbrauch auf der betrachteten Mission ist mit diesem Konzept um ca. 2% geringer als derjenige mit dem Referenztriebwerk.

Die Nutzlast erhöht sich bei gleicher Reichweite mit dem VCE-Konzept A) um bis zu 19% und mit dem Konzept B) um bis zu 12%. Bei konstanter Nutzlast verlängert sich die Missionsreichweite mit den verbrauchsärmeren VCE-Konzepten um bis zu 11% bzw. 7%.

Die Schaufeltemperaturen in der Hochdruckturbine können bei konstantem Schub durch die Variabilitäten im Vergleich zum konventionellen Referenztriebwerk im

heißesten Betriebspunkt um 28K gesenkt werden, was die Lebensdauer des Triebwerks erhöht. Die IR-Signatur des UAVs kann positiv beeinflusst werden, da die Abgastemperaturen in den relevanten Phasen um bis zu 23K gesenkt werden können, ohne eine Einbuße im Triebwerksschub hinzunehmen. Das VCE-Konzept ist somit eine geeignete Technologie für den Antrieb einer agilen und hoch gepfeilten UAV-Konfiguration.

Bei dem Antriebskonzept für ein schnelles Geschäftsreiseflugzeug wurde der Fokus neben der Senkung des Brennstoffverbrauchs auf die Reduzierung der Geschwindigkeit des Abgasstrahls gelegt, um in den lärmkritischen Betriebspunkten die Strahlärmentwicklung zu senken. Die Treibstoffeinsparung auf einer Langstreckenmission beträgt mit dem VCE-Konzept 5,6% im Vergleich zu dem Referenztriebwerk ohne variable Komponenten. Bei gleicher Nutzlast erhöht sich dadurch die Reichweite um bis zu 6,5%. Die mittlere Strahlgeschwindigkeit kann im Landeanflug um bis zu 26% reduziert werden.

Abschließend kann festgestellt werden, dass die untersuchten Variabilitäten bei beiden Anwendungen einen markanten Einfluss auf den thermodynamischen Kreisprozess haben. Mit einer spezifischen Einstellung der Variabilitäten im Verbund lassen sich gezielt wichtige Zielgrößen maximal positiv beeinflussen. Die Frage zur Größenordnung des Potenzials zur Senkung des Gesamtbrennstoffverbrauchs auf einer Mission muss differenziert beantwortet werden. Einerseits wird zwar durch das Zusatzgewicht der Aktuatorik ein Teil des Potenzials aufgezehrt, andererseits haben die Fallstudien gezeigt, dass selbst bei einer Gewichtszunahme des Triebwerks von 20% immer noch eine Treibstoffersparnis von bis zu 2,8% zu erwarten ist.

Der Fokus in dieser Arbeit lag bei der thermodynamischen Auslegung der neuartigen Antriebskonzepte, dabei wurde für die Potenzialauslotung auch die Flugmechanik und Aerodynamik des Fluggeräts berücksichtigt. Forschungsbedarf besteht bei der Interaktion zwischen integriertem Triebwerkseinlauf und Flugkörper. Mit dem VCE-Konzept lässt sich der Massenstrom durch das Triebwerk teilweise losgelöst vom Triebwerksschub einstellen. Diese Eigenschaft kann genutzt werden, um den Überlaufwiderstand zu minimieren der entsteht, wenn der Massenstrom in den Triebwerkseinlauf größer ist als der Massenstrombedarf des Triebwerks. Damit hätte das Triebwerkskonzept einen aktiven Einfluss auf die Aerodynamik des Fluggeräts. Um diese Effekte zu quantifizieren sind weitere detaillierte Studien aufbauend auf diesen Untersuchungen nötig.

5 Nomenklatur

5.1 Abkürzungen

ACARE	Advisory Council for Aeronautics Research in Europe
ADP	Aerodynamic Design Point
BPR	Bypass Ratio (Nebenstromverhältnis)
CAP	Combat Air Patrol
CFD	Computational Fluid Dynamics
CO	Kohlenmonoxid
CR	Cruise (Reiseflug)
DASH	Dash (schneller Tiefflug)
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DP	Design Punkt
EOR	End of Runway
FAR	Fuel to Air Ratio
GTlab	Gas Turbine Laboratory
HAL	High Altitude Loiter
HD	Hochdruck
HDT	Hochdruckturbine
HDV	Hochdruckverdichter
ICAO	International Civil Aviation Organization
ING	Ingress (Marschflug)
LAL	Low Altitude Loiter
LTO	Landing and Take-Off Cycle
MCL	Maximum Climb
MDP	Master Design Point
MFC	Maximale Treibstoffmasse
MTF	Mixed Turbofan
MLW	Maximales Landegewicht
MTO	Maximum Take-Off
MTOW	Maximum Take-Off Weight
MTW	Maximum Taxi Weight

MZFW	Null-Treibstoff Gewicht
NASA	National Aeronautics and Space Administration
ND	Niederdruck
NDT	Niederdruckturbine
NDV	Niederdruckverdichter
OEW	Grund- oder Basis-Betriebsgewicht
OPR	Overall Pressure Ratio (Gesamtdruckverhältnis)
SEAD	Suppression of Enemy Air Defences
SFC	Specific Fuel Consumption
TSFC	Thrust Specific Fuel Consumption
TO	Take-Off
TW	Triebwerk
TWG	Triebwerksgewicht
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UCAV	Unmanned Combat Aerial Vehicle
UHC	Unverbrannte Kohlenwasserstoffe
VCE	Variable Cycle Engine
VGW	Variable Guide Vanes (Leitschaufelverstellung)
WAR	Water to Air Ratio

5.2 Formelzeichen

Zeichen	Bedeutung	Einheit
α	Repräsentativer Leitschaufelverstellwinkel im Verdichter	[°]
β	Parabolische Hilfskoordinate	[—]
β	Repräsentativer Staffelungswinkel in der Turbine	[°]
ε	Effektivität	[—]
ζ	Druckverlustbeiwert	[—]
η	Wirkungsgrad	[—]
κ	Isentropenexponent	[—]
v	Geschwindigkeit	$\left[\frac{m}{s}\right]$
π	Druckverhältnis	[—]
ρ	Dichte	$\left[\frac{kg}{m^3}\right]$
ψ	Mengenanteil	[—]

Zeichen	Bedeutung	Einheit
A	Fläche	$[m^2]$
C	Allgemeiner Koeffizient	$[-]$
C_A	Auftriebsbeiwert	$[-]$
C_W	Widerstandsbeiwert	$[-]$
C_{W_0}	Nullwiderstandsbeiwert	$[-]$
c	Spezifische Wärmekapazität	$\left[\frac{J}{kg \cdot K}\right]$
D	Durchmesser	$[m]$
El	Emissionsindex	$\left[\frac{g}{kg_{Br}}\right]$
F	Schub	$[N]$
h	Spezifische Enthalpie	$\left[\frac{J}{kg}\right]$
H_i	Heizwert	$\left[\frac{kJ}{kg}\right]$
\dot{m}	Massenstrom	$\left[\frac{kg}{s}\right]$
n	Drehzahl	$\left[\frac{1}{min}\right]$
p	Totaldruck	$[Pa]$
P_{WX}	Leistungsentnahme (engl. Power Off Take)	$[kW]$
p_s	Statischer Druck	$[Pa]$
Q	Wärmemenge	$[J]$
R	Spezifische Gaskonstante	$\left[\frac{J}{kg \cdot K}\right]$
s	Skalierungsfaktoren	$[-]$
S_f	Sicherheitsfaktor	$[-]$
T	Totaltemperatur	$[K]$
T_s	Statische Temperatur	$[K]$
WQW	Relativer Kühlluftmenge	$[-]$

5.3 Indizes

Zeichen	Bedeutung
0	Triebwerkseintrittsebene
2	Faneintrittsebene
3	Verdichteraustritts-/Brennkammereintrittsebene

4	Brennkammeraustrittsebene
9	Düsenaustrittsebene
63	Mischeraustrittsebene Bypass
64	Mischeraustrittsebene vollständig gemischt
163	Mischeraustrittsebene Kerntriebwerk

Zeichen	Bedeutung
<i>B</i>	Brennkammer
<i>BP</i>	Betriebspunkt
<i>CO</i>	Kohlenmonoxid
<i>DP</i>	Auslegungspunkt
<i>D</i>	Durchsatz, Düse
<i>eff</i>	Effektiv
<i>F</i>	Film
<i>Fan</i>	Fan
<i>fuel</i>	Brennstoff
<i>G</i>	Brutto
<i>geo</i>	Geometrisch
<i>ges</i>	Gesamt
<i>HD</i>	Hochdruck
<i>HDT</i>	Hochdruckturbine
<i>HDV</i>	Hochdruckverdichter
<i>HG</i>	Heißgas
<i>id</i>	Ideal
<i>is</i>	Isentrop
<i>KG</i>	Kaltgas
<i>M</i>	Metall
<i>map</i>	Kennfeld
<i>N</i>	Netto
<i>ND</i>	Niederdruck
<i>NDT</i>	Niederdruckturbine
<i>red</i>	Reduziert
<i>ref</i>	Referenz
<i>S</i>	Schaufel

<i>spz</i>	Spezifisch
<i>th</i>	Thermisch
<i>u</i>	Unterer
<i>UHC</i>	Unverbrannte Kohlenwasserstoffe
<i>V</i>	Geschwindigkeit
<i>Vor</i>	Vortrieb

6 Literaturverzeichnis

- [1] ICAO, „Aircraft Engine Emissions Databank, Issue 20B,“ 03 2014. [Online]. Available: <https://easa.europa.eu/document-library/icao-aircraft-engine-emissions-databank>.
- [2] FAA, „Airplane Flying Handbook,“ U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Oklahoma City, USA, 2014.
- [3] „Jet Propulsion/Jet engine types,“ Wikibooks, 12 11 2014. [Online]. Available: https://en.wikibooks.org/wiki/Jet_Propulsion/Jet_engine_types.
- [4] AGARD, „Variable Geometry and Multicycle Engines,“ in *AGARD Conference proceedings No. 205*, Paris, Frankreich, 1976.
- [5] J. E. Johnson, „Variable Cycle Engine Concepts,“ in *AGARD PEP Symposium - Advanced Aero-Engine Concepts und Controls*, Seattle, USA, 1995.
- [6] K. Bauerfeind, *Steuerung und Regelung der Turboflugtriebwerke*, Basel: Birkhäuser Verlag, 1999.
- [7] M. P. Boyce, *Gas Turbine Engineering Handbook*, Oxford, UK: Elsevier, 2012.
- [8] L. Bozzi und E. D'angelo, „Numerical and Experimental Investigation Of Secondary Flows and Influence of AirSystem Design On Heavy-Duty Gas Turbine Performance,“ in *ASME Turbo Expo 2012*, Copenhagen, 2012.
- [9] P. Nag, D. Little, A. Plant und D. Roth, „Low Load Operational Flexibility For Siemens F- & G-Class Gas Turbines,“ in *ASME Turbo Expo 2010*, Glasgow, 2010.
- [10] T. R. Heaton, D. E. Holeski und R. E. Forrette, „Investigation of a High-Temperature Single-Stage Turbine Suitable for Air Cooling and Turbine Stator Adjustment,“ in *National Advisory Committee for Aeronautics*, Washington, 1954.
- [11] C. J. Rahnke, „The Variable-Geometry Power Turbine,“ in *International Automotive Engineering Congress*, Detroit, Mich, 1969.
- [12] C. Brighent und J. R. Barbosa, „Methodology for gas turbine performance improvement using variable-geometry compressors and turbines,“ in *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, Oxford, UK, 2004.
- [13] H. J. Schum, E. M. Szanca und H. W. J. Prust, „Effect of variable stator area on

- performance of a single stage turbine suitable for air cooling,“ National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C., USA, 1968.
- [14] R. Latimer, „Variable Flow Turbines,“ *Variable Geometry and Multicycle Engines - AGARD Conference Proceedings*, Nr. 205, pp. 30.1-30.6, 1976.
- [15] R. Messerlie und D. M. Cox, „Performance Investigation of Variable Turbine Geometry in Gas Turbine Engines,“ in *AIAA - 3rd Propulsion Joint Specialist Conference*, Washington, 1967.
- [16] C. E. Campbell und H. J. Welna, „Preliminary evaluation of turbine performance with variable-area turbine nozzles in a turbojet engine,“ in *National Advisory Committee for Aeronautics*, Washington, 1953.
- [17] U. Michel, „The benefits of variable area fan nozzles on turbofan engines,“ in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, U.S.A., 2011.
- [18] R. P. Woodward, C. E. Hughes und G. G. Podboy, „Noise Benefits of Increased Fan Bypass Nozzle Area,“ in *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A., 2005.
- [19] S. Löscher, „Influence of flow mixing on the performance of a turbofan engine of high by-pass ratio,“ *ZFW Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung*, Nr. 14, pp. 333-341, 1990.
- [20] G. C. Oates, *Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion – Revised and Enlarged*, Washington DC, U.S.A: AIAA Education Series, 1988.
- [21] J. L. Kerrebrock, *Aircraft Engines and Gas Turbines*, Second Edition, Cambridge, Massachusetts, London, England: The MIT Press, 1992.
- [22] S. Yong und Z. Jing-zhou, „Numerical investigation of flow mixture enhancement and infrared radiation shield by lobed forced mixer,“ *Applied Thermal Engineering*, Bd. 29, Nr. 17–18, pp. 3687-3695, 2009.
- [23] P. T. Millhouse, S. C. Kramer und P. I. King, „Identifying Optimal Fan Compressor Pressure Ratios for the Mixed-Stream Turbofan Engine,“ *Journal of Propulsion and Power*, Bd. 16, Nr. 1, pp. 79-86, 2000.
- [24] B. Banzhaf und S. Staudacher, „Untersuchungen zum Betriebsverhalten des Triebwerksmischers im niedrigen Lastbereich,“ in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Braunschweig, 2006.
- [25] P. Walsh und P. Fletcher, *Gas Turbine Performance*, Blackwell Science, 1998.

- [26] H. Münzberg und J. Kurzke, Gasturbinen - Betriebsverhalten und Optimierung, Springer-Verlag, 1977.
- [27] R.-G. Becker, F. Wolters, M. Nauroz und T. Otten, „Development of a gas turbine performance code and its application to preliminary engine design,“ in *Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress*, Bremen, 2011.
- [28] H. Saravanamuttoo und A. Fawke, „Simulation of Gas Turbine Dynamic Performance,“ in *ASME Gas Turbine Conference and Product Show*, Brüssel, 1970.
- [29] W. Koenig und L. Fischbach, „GENENG - A Program for Calculating Design and Off-Design Performance for Turbojet and Turbofan Engines,“ in *NASA TN D-6552, NASA Lewis Research Center*, 1972.
- [30] L. Fishbach, R. Koenig und L. Fishbach, „GENENG II - A Program for Calculating Design and Off-Design Performance of Two- and Three Spool Turbofans with as Many as Three Nozzles,“ in *NASA TN D-6553, NASA Lewis Research Center*, 1972.
- [31] J. Sellers und C. Daniele, „DYNGEN - A Program for Calculating Steady State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines,“ in *NASA TN D-7901, NASA Lewis Research Center*, 1975.
- [32] L. H. C. M. J. Fishbach, „NNEP – The NAVY NASA Engine Program,“ in *NASA TM X-71857, NASA Lewis Research Center*, 1975.
- [33] C. Daniele, S. Krosel, J. Szuch und E. Westerkamp, „Digital Computer Program for Generating Dynamic Turbofan Engine Models (DIGTEM),“ in *NASA TM-83446, NASA Lewis Research Center*, 1983.
- [34] H. Münzberg und J. Kurzke, Gasturbinen - Betriebsverhalten und Optimierung, Berlin: Springer-Verlag, 1977.
- [35] H. Rick und W. Muggli, „Generalized Digital Simulation Technique with Variable Engine Parameter Input for Steady State and Transient Behaviour of Aero Gas Turbines,“ in *AGARD Conference Proceedings No. 324 on Engine Handling, NATO-CP-324, S. 26.1 - 26.20*, 1983.
- [36] J. Kurzke, „Advanced User-friendly Gas Turbine Performance Calculations on a Personal Computer,“ in *ASME 95-GT-147*, 1995.
- [37] W. Visser und M. Broomhead, „GSP, a Generic Object-Oriented Gas Turbine Simulation Environment,“ in *ASME-2000-GT-0002*, 2000.

- [38] A. Alexiou und T. Tsalavoutas, „Introduction to Gas Turbine Modelling with PROOSIS,“ Empresarios Agrupados Internacional S.A., Athens , 2011.
- [39] J. Lytle, „The Numerical Propulsion System Simulation - An Overview,“ in *NASA/TM-2000-209915*, 2000.
- [40] „Society of Automotive Engineers,“ SAE AS755, 1993.
- [41] W. J. G. Bräunling, Flugzeugtriebwerke, Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2009.
- [42] C. Lechner und J. Seume, Stationäre Gasturbinen, Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2003.
- [43] J. Kurzke, „GasTurb 12 Manual - Design and Off-Design Performance of Gas Turbines,“ <http://www.gasturb.de/manual.html>, 2012.
- [44] W. Hoffmann, F. Kameier, T. Schnittfeld, F. Thiele und U. Wenger, „Analyse transienter Meßdaten eines zehnstufigen Hochdruckverdichters an der Stabilitätsgrenze,“ VDI Berichte Nr. 1425, 1998.
- [45] K. Salchow, „Verbesserung des Beschleunigungsverhaltens einer Gasturbine durch Leitschaufelverstellung im Hochdruckverdichter,“ Forschung im Ingenieurwesen, Band 63, Springer Verlag, 1997.
- [46] F. Haglind, „Variable geometry gas turbines for improving the part-load performance of marine combined cycles,“ in *21st International Conference, on Efficiency, Cost, Optimization, Simulation and Environmental Impact of Energy Systems*, Lyngby, Denmark, 2008.
- [47] D. Goodwin, „Cantera - Chemical Kinetics, Thermodynamics, Transport Processes,“ 2012. [Online]. Available: <http://cantera.github.io/docs/sphinx/html/index.html#>.
- [48] B. Deinert, „Mischungsverstärker in konstant gekreuzten Scherschichten und im Abgasblütenmischer,“ Dissertation, Berlin, 2006.
- [49] J. D. Mattingly, Aircraft Engine Design - Secound Edition, AIAA education series, Reston, VA, USA: American institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [50] A. H. Lefebvre, Gas Turbine Combustion - Alternative Fuels and Emissions - 3rd Edition, Broken, NW, USA: Taylor and Francis Groupe, 2010.
- [51] A. H. Lefebvre und G. A. Halls, „Some Experiences in Combustion Scaling,“ *AGARD Advanced Aero Engine Testing*, Bd. 37, pp. 177-204, 1959.

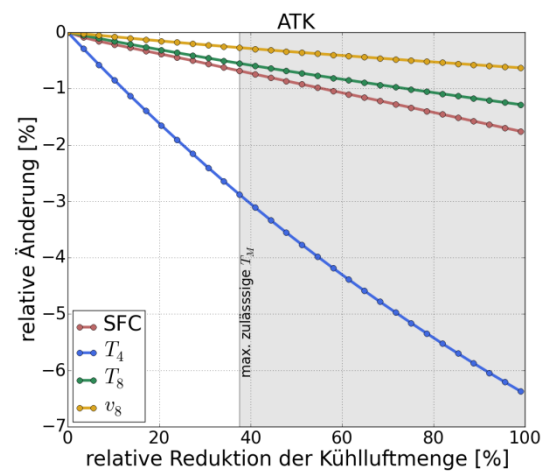
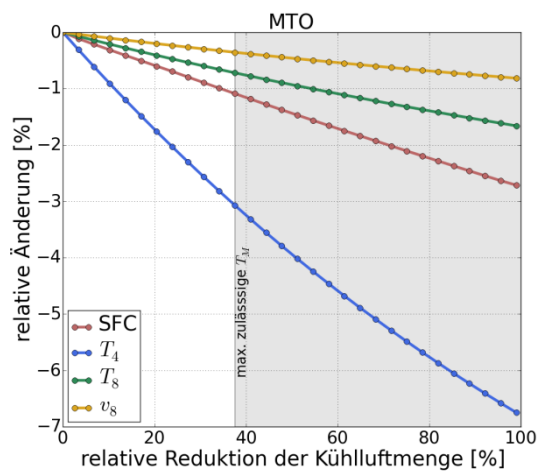
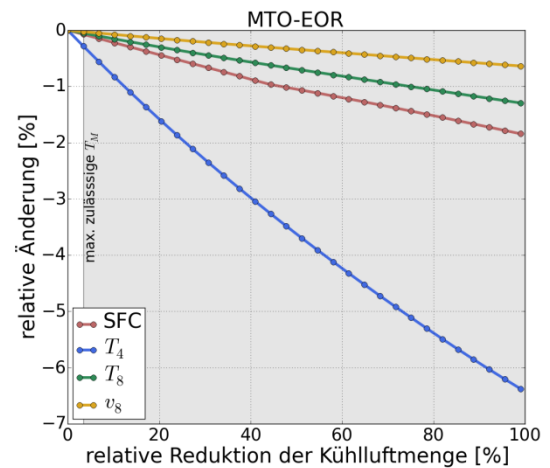
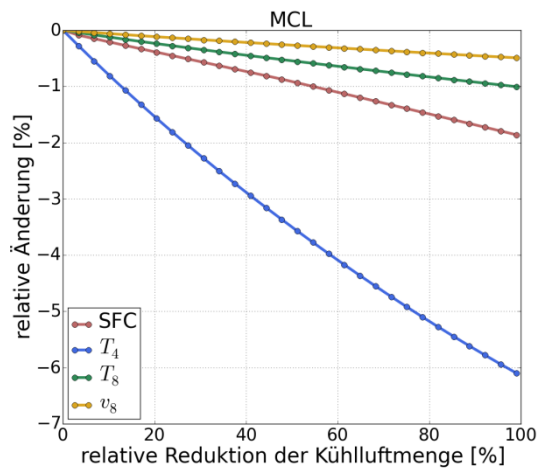
- [52] A. Döpelheuer, „Anwendungsorientierte Verfahren zur Bestimmung von CO, HC und Ruß aus Luftfahrttriebwerken“, DLR-Forschungsbericht, Köln, 2002.
- [53] J. H. Horlock, *Advanced Gas Turbine Cycles*, Kidlington, Oxford, UK: Elsevier Science Ltd., 2003.
- [54] H. Grieb, „Projektierung von Turboflugtriebwerken“, Birkhäuser Verlag, Basel, Boston, Berlin, 2004.
- [55] „PHX ModelCenter“, Phoenix Integration - Design Process Optimization, 2013. [Online]. Available: <http://www.phoenix-int.com/software/phx-modelcenter.php>.
- [56] C. L. Ball, „Advanced Technology's Impact on Compressor Design and Development: A Perspective“, in *SAE Paper 892213*, 1989.
- [57] S. Staudacher, „Vorlesungsskript Turboflugtriebwerke I“, Universität Stuttgart, Institut für Luftfahrtantriebe, Stuttgart, 2005.
- [58] P. Walsh und P. Fletcher, *Gas Turbine Performance*, Blackwell Science, 1998.
- [59] M. Schaefer, „Development of a forecast model for global air traffic emissions“, DLR Forschungsbericht 2012-08, Köln, 2012.
- [60] K. A. Wise, „First Flight of the X-45A Unmanned Combat Air Vehicle (UCAV)“, in *AIAA 2003-5320, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, Austin, Texas, USA, 2003.
- [61] D. G. Mazur, „The X-47A Pegasus: from design to flight“, in *1st AIAA Unmanned Aerospace Vehicles, Systems, Technologies, and Operations Conference Workshop*, Portsmouth, VA, USA, 2002.
- [62] J. Whittenbury, „Configuration Design Development of the Navy UCAS-D X-47B“, in *AIAA Centennial of Naval Aviation Forum "100 Years of Achievement and Progress*, Virginia Beach, VA, USA, 2011.
- [63] C. M. Liersch und K. C. Huber, „Conceptual Design and Aerodynamic Analyses of a Generic UCAV Configuration“, in *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Atlanta, GA, USA, 2014.
- [64] A. Schütte, M. Nauroz und u. a., „Abschlussbericht DLR Projekt FaUSST „Fortschrittliche aerodynamische UCAV Stabilitäts- und Steuerungs-Technologien“, DLR-Interner Bericht. DLR-IB 124-2014/907, Köln, 2014.
- [65] A. Schütte, D. Hummel und S. M. Hitzel, „Numerical and experimental analyses of the vortical flow around the SACCON configuration“, in *28th AIAA Applied*

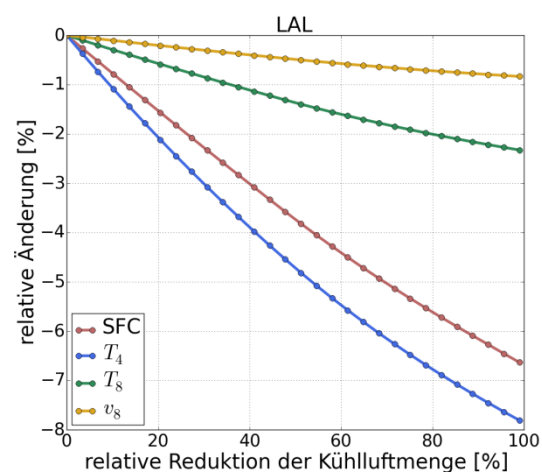
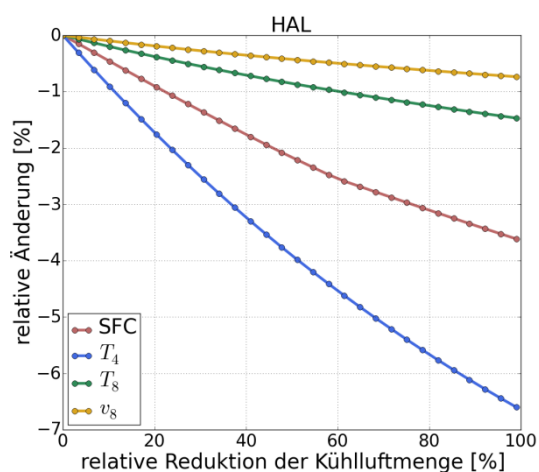
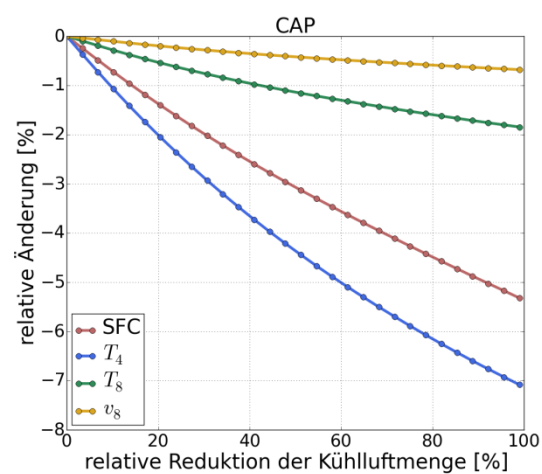
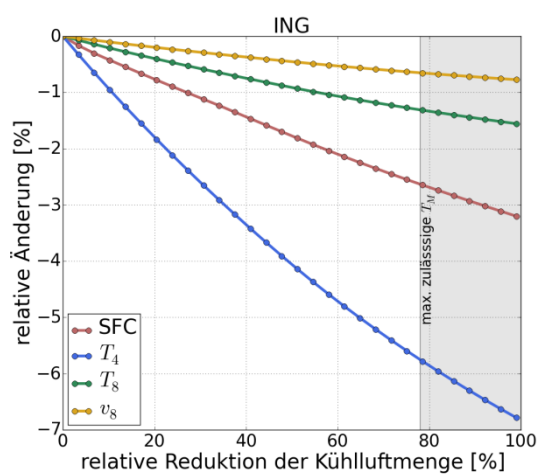
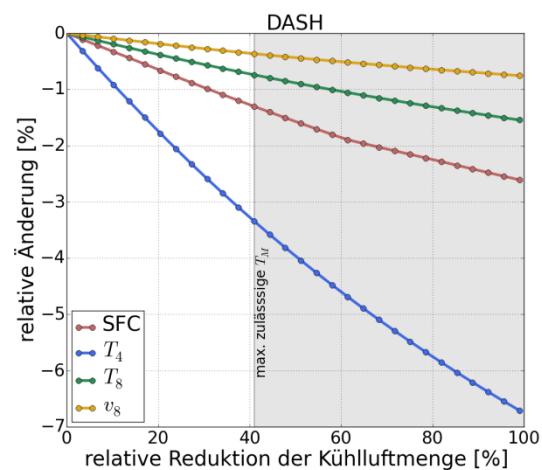
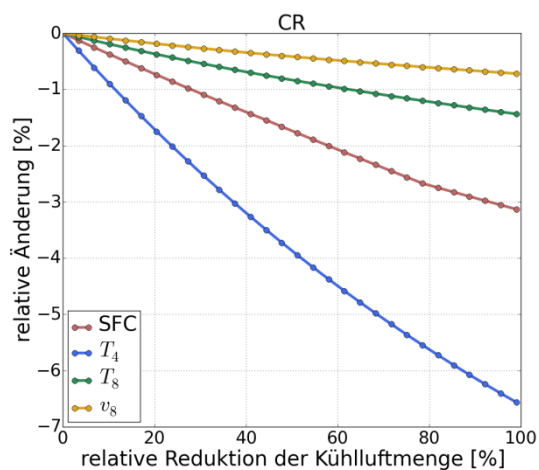
- Aerodynamics Conference*, Chicago, Illinois, USA, 2010.
- [66] F. Dubs, *Hochgeschwindigkeits-Aerodynamik: Vorgänge und Probleme in kompressibler Strömung*, Basel, Stuttgart: Birkhäuser, 1961.
- [67] A. Döpelheuer, „Ermittlung der Brennstoffverbräuche und der Schadstoffemissionen von Überschallflugzeugen,“ DLR-Interner Bericht IB 325-13-94, Köln, 1994.
- [68] E. Torenbeek, *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Springer, ISBN 90-247-2724-3, 1982.
- [69] M. Daly und B. Gunston, *IHS Jane's Aero-Engines*, UK: IHS Global Limited, 2013.
- [70] M. Lighthill, „Jet Noise,“ *AIAA Journal*, Vol. 1 pp. 1507-1517, 1963.
- [71] „Gulfstream G550 (GV-SP) sample analysis,“ Lissys Ltd, [Online]. Available: <http://www.lissys.demon.co.uk/samp2/index.html>. [Zugriff am 2014].
- [72] D. Simos, „Aircraft design & analysis software for the world's civil aerospace industries,“ Lissys Ltd, 1990. [Online]. Available: <http://www.piano.aero/>.
- [73] Gulfstream, „G650 Performance and Technology,“ Gulfstream Aerospace, 2014.
- [74] „Aviation week & space technology,“ *Aerospace source book*, 26 Januar 2009.
- [75] N. Bergman, „Effects of Mach cruise number on conventional civil jet aircraft sizing,“ Swift Engineering Inc., Mälardalen University, Sweden, 2009.
- [76] P. Deufllhard, *Newton Methods for Nonlinear Problems. Affine Invariance and Adaptive Algorithms*, Berlin: Springer, 2004.
- [77] G. Norris, *Aviation Week & Space Technology*, Nr. February 18, p. 34, 2013.
- [78] M. Nauroz, R. Becker und J. Robinson, „Individual Effects of Components on Cycle/Propulsive Efficiency for Variable Cycle,“ in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Berlin, 2012.
- [79] M. Nauroz, „Antriebskonzept einer agilen hoch gepfeilten Flugzeugkonfiguration,“ in *Deutschen Luft- und Raumfahrtkongresses*, Rostock, 2015.

7 Anhang

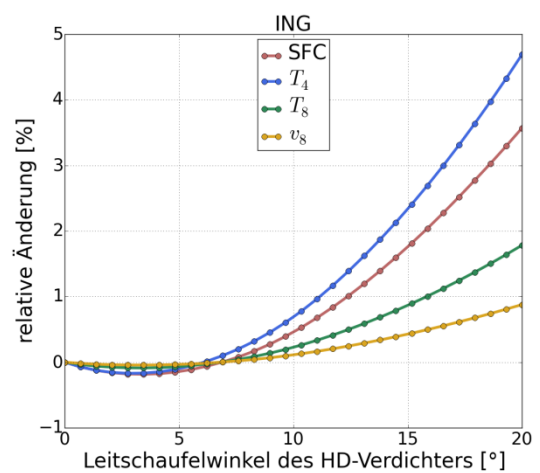
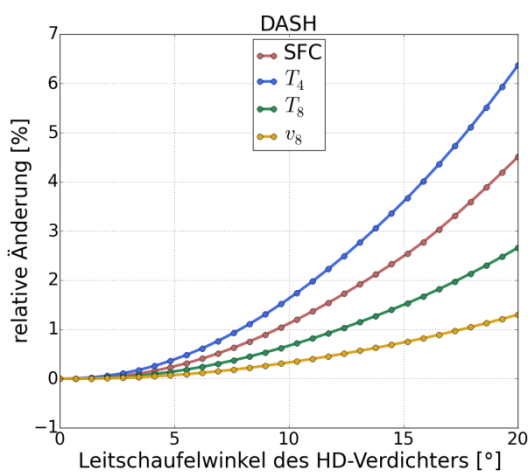
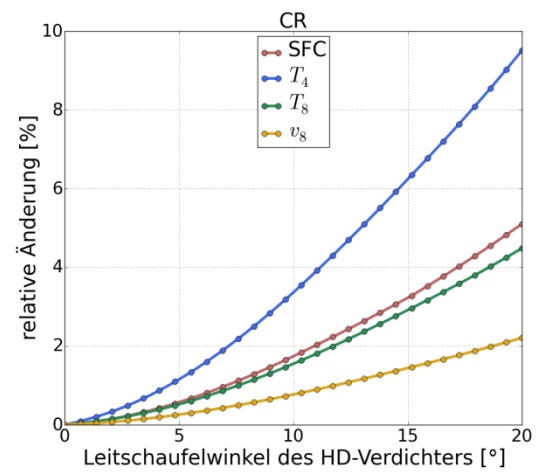
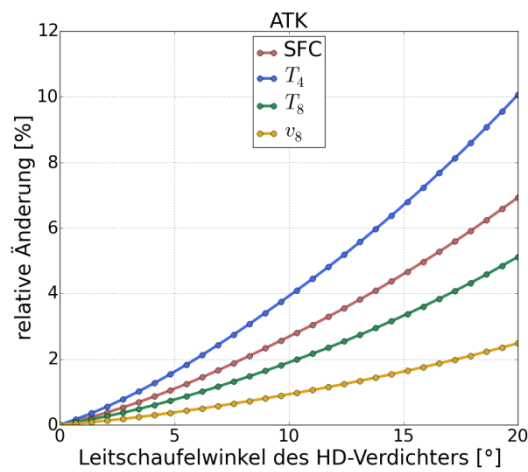
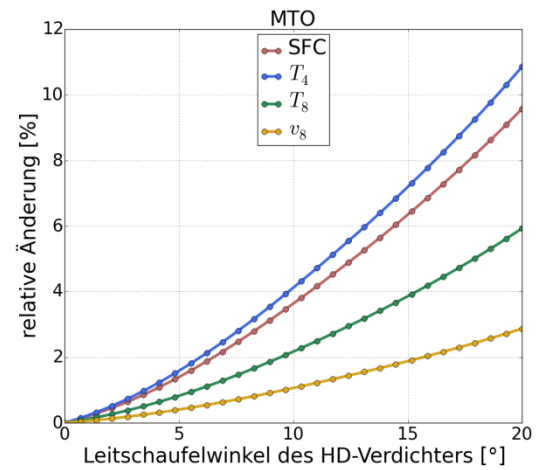
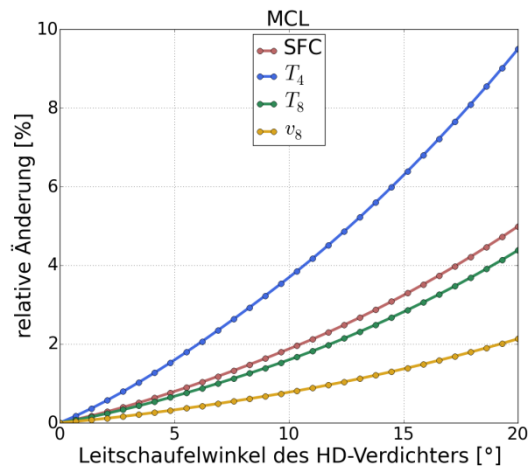
A Einfluss der Einzelvariabilitäten auf die Zielgrößen in den kritischen Missionspunkten

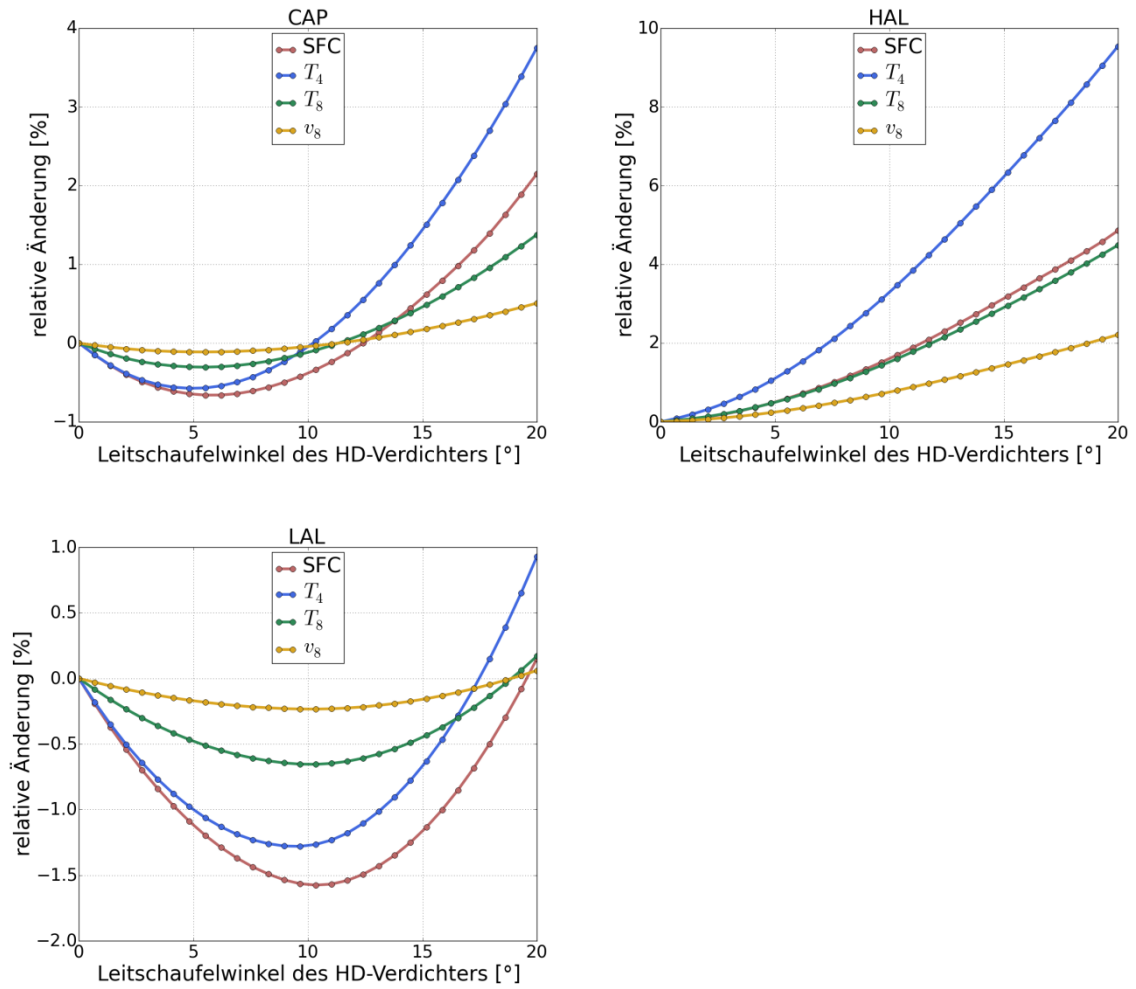
A.1 Kühlluftmengenreglung



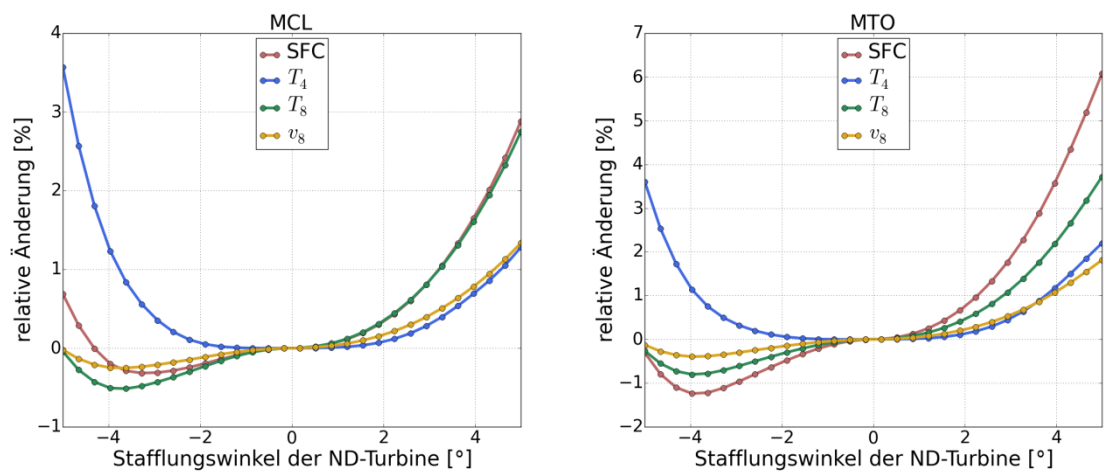


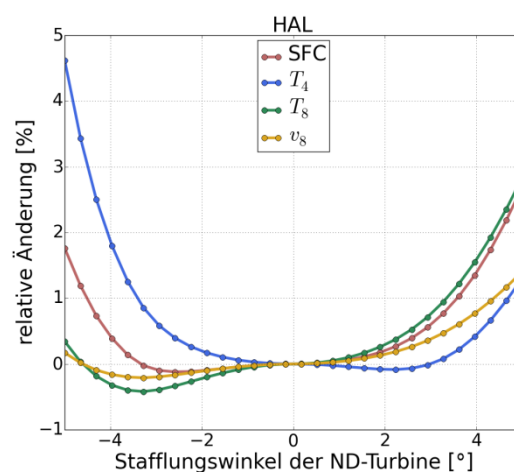
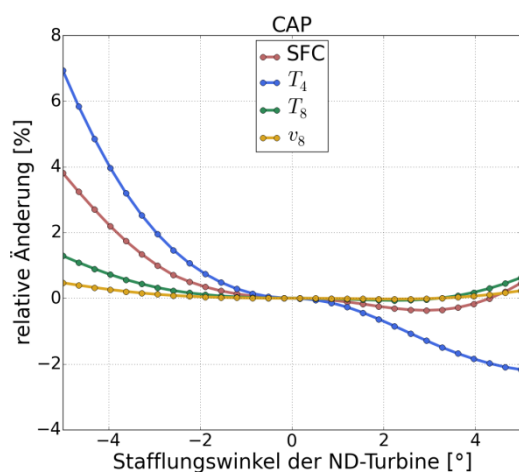
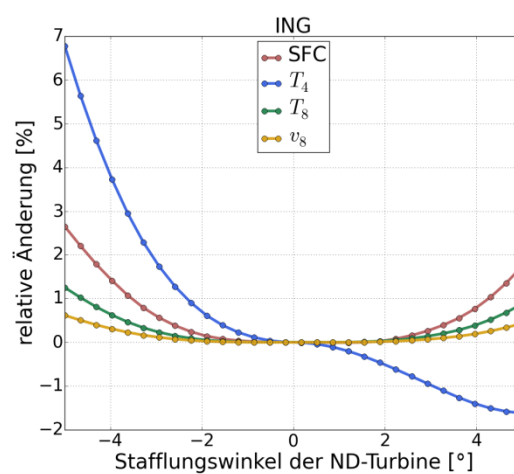
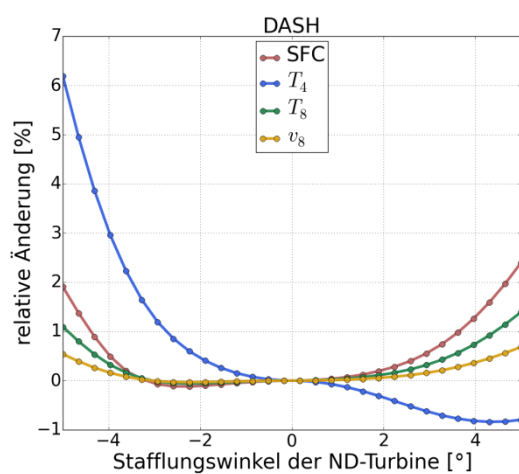
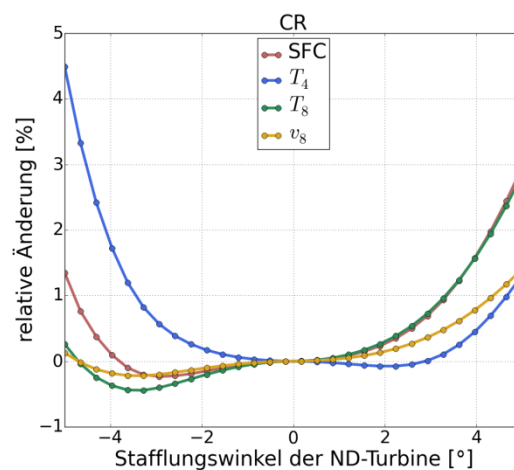
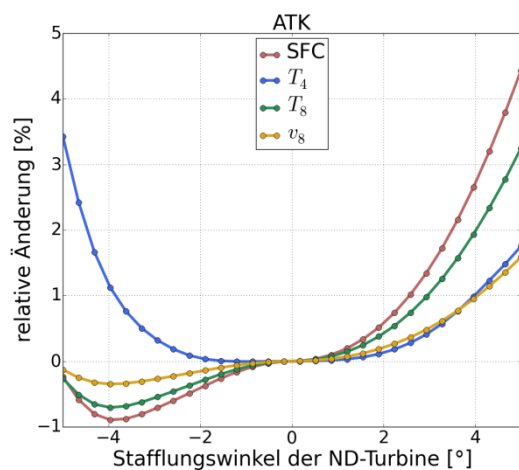
A.2 Variabler Verdichter

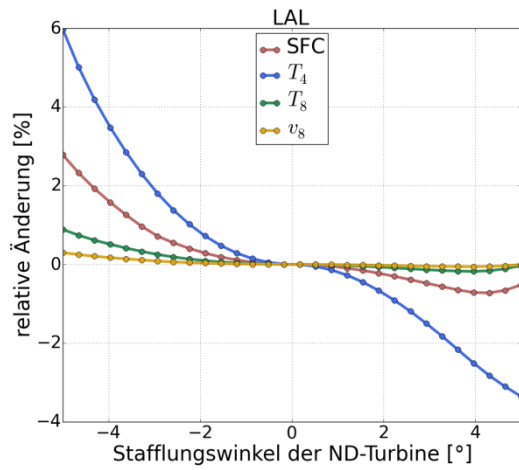




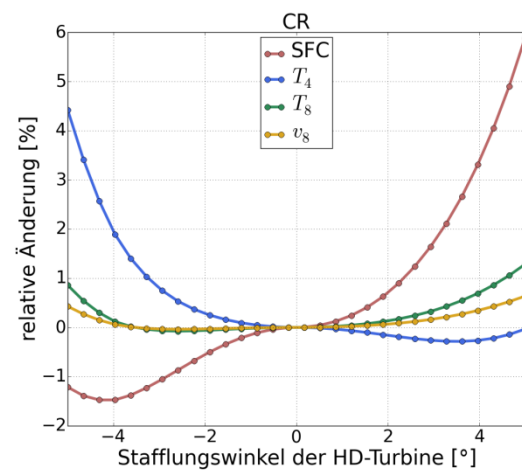
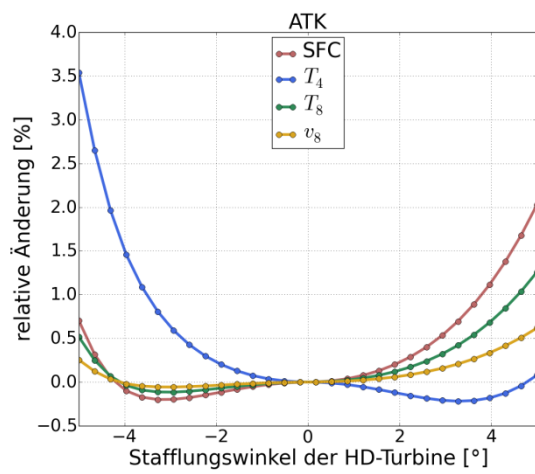
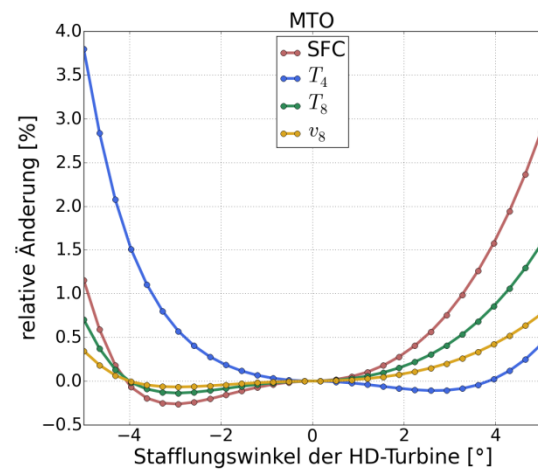
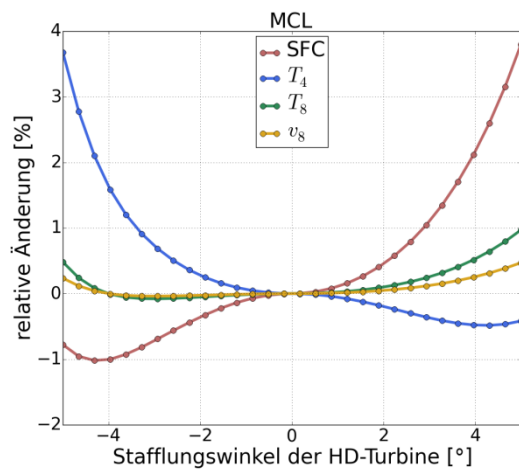
A.3 Variable Niederdruckturbine

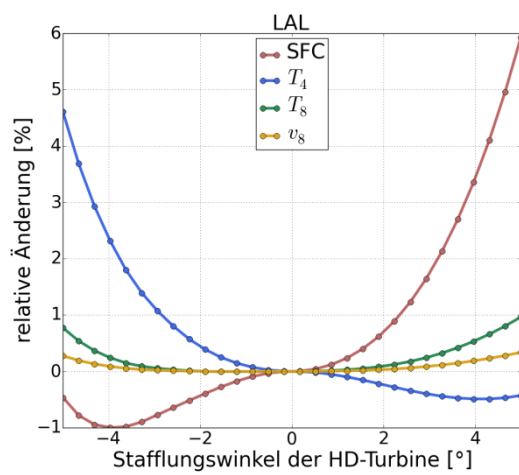
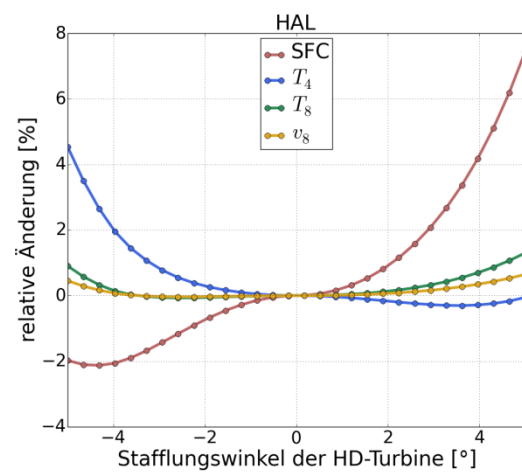
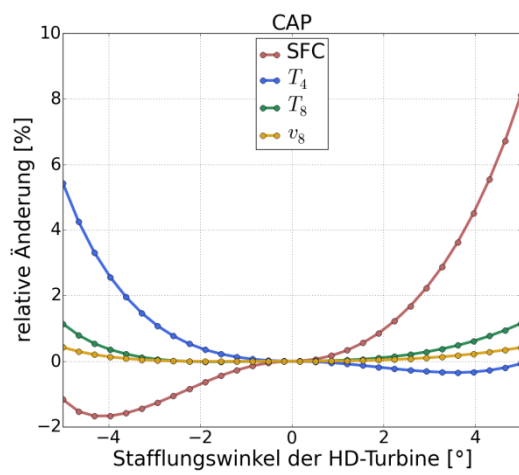
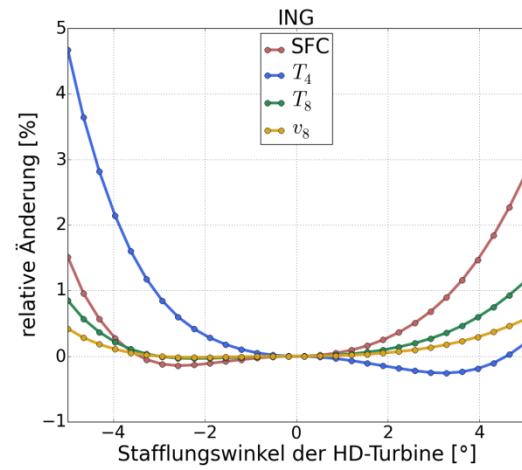
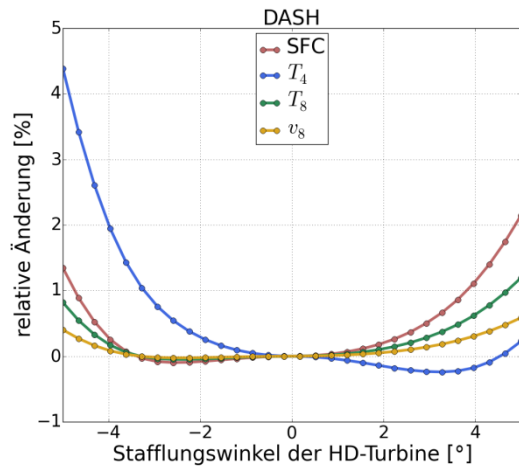




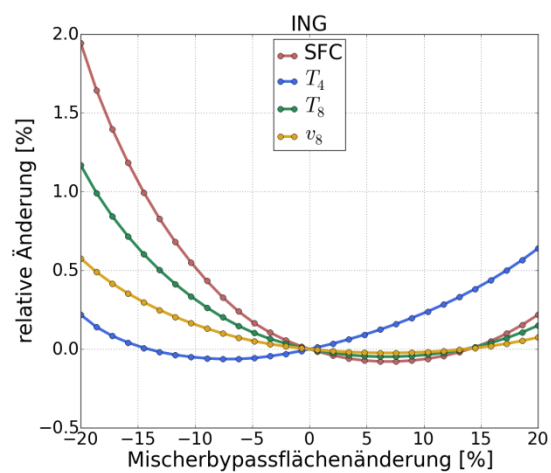
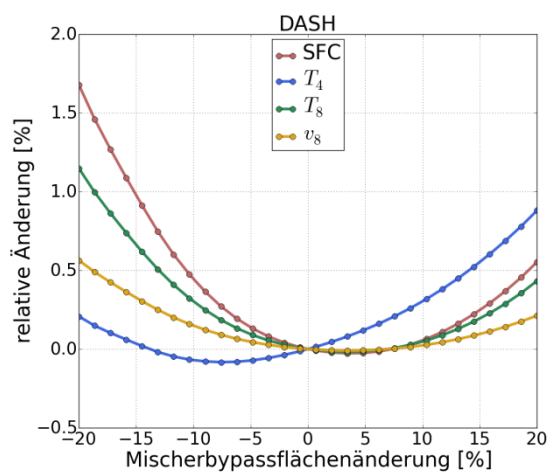
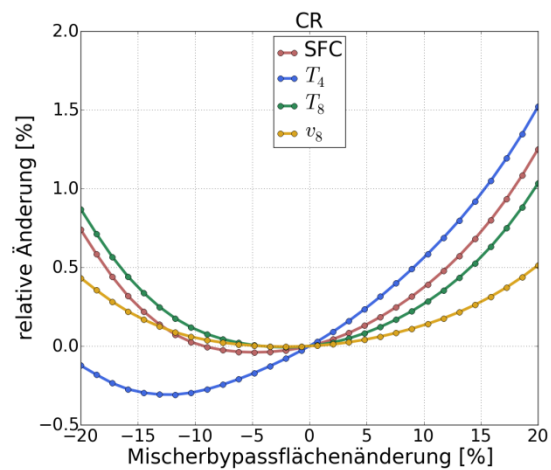
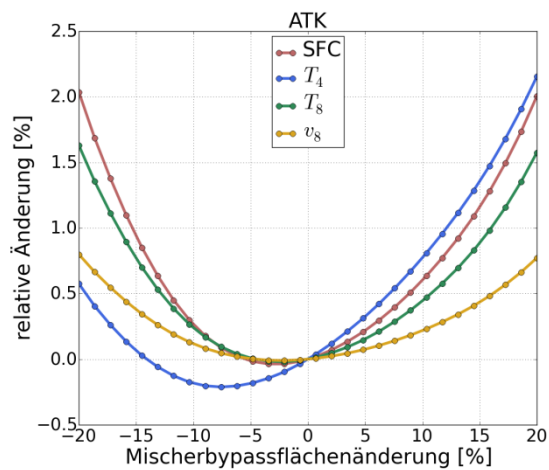
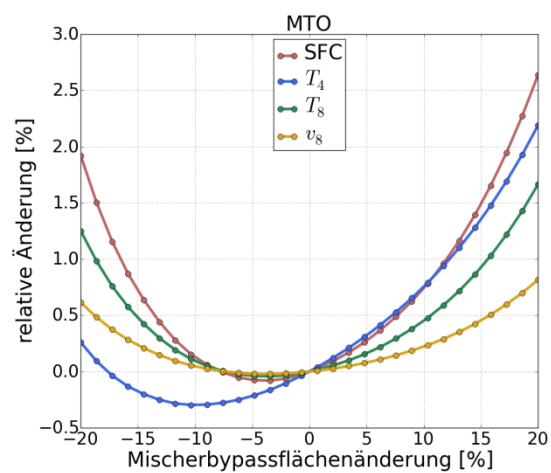
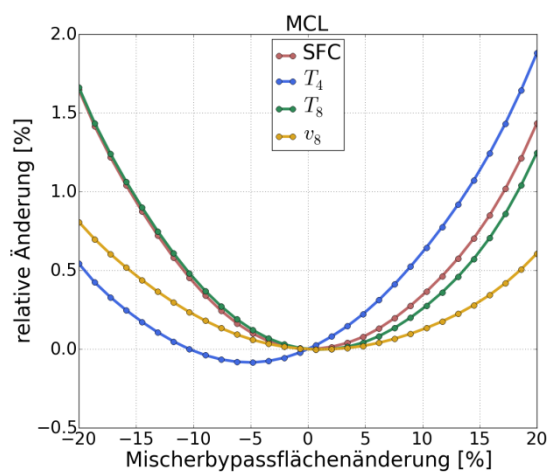


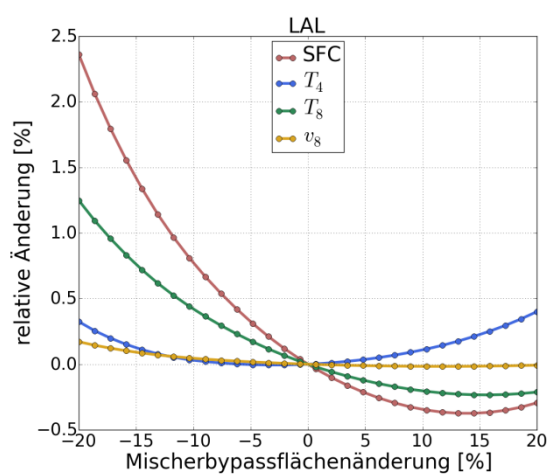
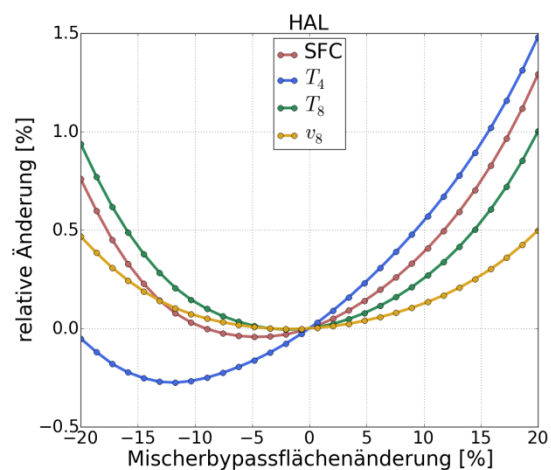
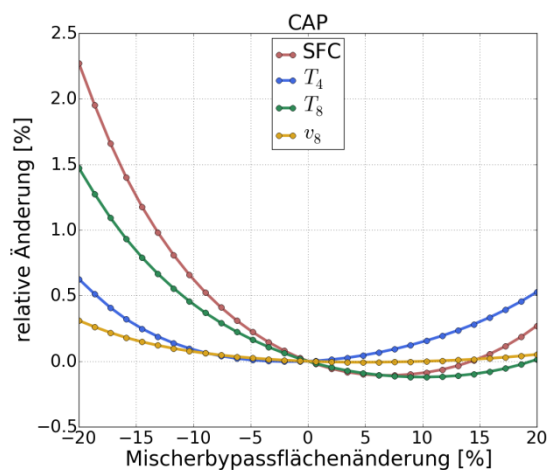
A.4 Variable Hochdruckturbine





A.5 Variabler Abgasmischer





A.6 Variable Düse

